

TRABAJO FIN DE GRADO

Grado en Ingeniería Mecánica

**ESTUDIO AERODINÁMICO COMPARATIVO ENTRE ALA TIPO
FLECHA Y TRANSONIC TRUSS-BRACED WING (TTBW)**



Memoria y Anexos

Autor: Alexis Tejada Lanusas
Director: Alfredo Guardo Zabaleta
Convocatoria: Junio de 2019

Resumen

La importancia de la aerodinámica hoy en día resulta clave para muchos sectores, entre ellos la aviación. Sector en el cual las grandes multinacionales se gastan millones en investigaciones para poder mejorar hasta la más mínima parte del avión, llegando a invertir miles de millones en estudios de partes diminutas dentro de un ala, ya que cualquier avance en ello supone también una mejora en la velocidad. Pero no solo eso, estas mejoras pueden acabar teniendo consecuencias enormes, ya que implican también una disminución del consumo de combustible, que para aviones de estos tamaños, y tantos como vuelan al día, acaban repercutiendo en cientos de millones finalmente.

En este proyecto se dará una visión de cómo se realizan estos estudios aerodinámicos para aviones, todo y que estos estudios se aplican a muchos otros temas. El estudio CFD se realiza en ANSYS para observar estas mejoras de una forma más visual y por lo tanto más descriptiva.

La documentación se centrará en una base teórica introductoria de los fenómenos y leyes que rigen la aerodinámica, pasando por el proceso de desarrollo del diseño de la geometría alar. Finalizando con el proceso a seguir para obtener unos buenos resultados de las simulaciones, que nos permitan corroborar el buen funcionamiento de la implementación expuesta en este proyecto.

Resum

La importància de la aerodinàmica avui dia resulta clau per a molts sectors, entre ells l'aviació. Sector al qual les grans multinacionals es gasten milions en investigacions per poder millorar fins la més mínima part de l'avió, arribant a invertir milers de milions en estudis de parts minúscules dins d'un ala, ja que qualsevol millora significa també una millora a la velocitat. Però no tan sols es això, aquestes millores poden acabar tenint conseqüències enormes, ja que impliquen també una disminució del consum del combustible, que per avions d'aquestes dimensions, y tants com volen cada dia, acaben repercutint en cents de milions finalment.

En aquest projecta es donarà una visió de com es realitzen els estudis aerodinàmics per avions, tot y que aquests estudis s'apliquen a molts altres temes. El estudi CFD es realitza en ANSYS per observar aquestes millores d'una forma més visual y per tant més descriptiva.

La documentació es centrarà en una base teòrica introductòria dels fenòmens y lleis que regeixen la aerodinàmica, passant per el procés de desenvolupament del disseny de la geometria alar. Finalitzant amb el procés a seguir per tant de obtindré uns bons resultats de les simulacions, que ens deixin corroborar el bon funcionament de la implementació mostrada en aquest projecte.

Abstract

Now a days, the importance of the aerodynamics it is a key for a lot of sectors, among them the aviation. Sector in which the biggest multinationals spent millions in research to improve even the smallest part of the plane, arriving to invest thousand of millions in studies about tiny parts inside of the wing, as any progress in this supposed a big improve in the velocity. What's more, these improvements can end up having great consequences, because it means a decrease in fuel consumption, that for airplanes of this dimensions can mean a lot of money.

In this project a vision will be given of how to perform this kind of aerodynamic studies. Even though these studies are applied in a lot of topics. The CFD study is done in ANSYS to view this improvements in a more visual and descriptive way.

The documentation will focus on a theoretical base introducing the physical laws that govern aerodynamics, going through the process of developing the geometry. Ending up with the process to follow to obtain a good results of the simulations, that allow us to corroborate the good operation of the improvement exposed in this project.

Agradecimientos

En primer lugar me gustaría agradecer su implicación en este proyecto a Alfredo Guardo, tutor de este trabajo final de grado, por supervisar y revisar este proyecto, pero además por su dedicación y aportación de tantas horas extras para hacer llevar a cabo este TFG de la mejor manera, llegándome a formar incluso y proporcionar conocimientos nuevos sobre fenómenos físicos de la aerodinámica.

A otros profesores de la universidad como Alejandro Martínez y Vicente Roda por su gran ayuda en el correcto funcionamiento del Túnel de viento, y sus explicaciones para una correcta realización de las simulaciones, además de un gran apoyo, y a Daniel Romanillos por su gran ayuda en la mecanizaciones realizadas en el proyecto.

También agradecer a los amigos conocidos durante la carrera, que han sido un gran apoyo durante todo el trabajo, además de la motivación que me hacían llegar en muchas ocasiones para realizar el proyecto.

Agradecer también a todos los amigos que no se encuentran en la EEBE, pero que han mostrado su apoyo en repetidas ocasiones.

Y por último, a mis padres, mi hermano y abuela por su incansable fe en mí y los ánimos dados durante estos meses, pero también durante estos años de la carrera.

Glosario

CFD → Computational Fluid Dynamics

RANS → Reynolds-Average-Navier-Stokes

Cd → Drag coefficient

Cl → Lift coefficient

CAD → Computer aided design

ρ → Densidad

μ → Viscosidad dinámica

Kg → Kilogramos

M → Mach

P → Presión

T → Temperatura

Pa → Pascales

m → Metros

mm → Milímetros



Índice

RESUMEN	I
RESUM	II
ABSTRACT	III
AGRADECIMIENTOS	V
GLOSARIO	VII
LISTA DE ILUSTRACIONES	XII
1. PREFACIO	1
1.1. Origen del proyecto	1
1.2. Motivación	1
1.3. Requerimientos previos	2
2. INTRODUCCIÓN	5
2.1. Objetivos del trabajo	6
2.1.1. Objetivos generales	6
2.1.2. Objetivos específicos	7
2.2. Alcance del trabajo	7
3. FUNDAMENTO TEÓRICO	9
3.1. El ala y su perfil	9
3.2. La estructura del avión	11
3.3. Las partes de las alas	12
3.4. Fundamentos aerodinámicos	14
3.4.1. Sustentación	14
3.4.2. Número de Mach	15
3.4.3. Nociones básicas	16
3.4.4. La Sustentación	16
3.4.5. Resistencia	17
3.4.6. Ángulo de ataque y pérdida	18
3.5. Capa límite	19
4. CONDICIONES DE CONTORNO PARA LA SIMULACIÓN	22
4.1. Condiciones de Contorno	23

4.1.1.	Características de la atmósfera	23
4.1.2.	Atmósfera estándar	24
4.1.3.	Velocidad relaitva	25
4.1.4.	Régimen del fluido	25
4.1.5.	Ángulo de ataque	25
5.	SIMULACIÓN DE LOS PERFILES AERODINÁMICOS	27
5.1.	Elaboración de las Geometrías	27
5.1.1.	Geometrías iniciales	27
5.1.2.	Geometría ala 737-700	29
5.1.3.	Geometría del ala TTBW	33
5.2.	Simulación en ANSYS Fluent	35
5.2.1.	Pre-acondicionamiento de la geometría	35
5.2.2.	Mallado	37
5.2.3.	Condiciones de contorno – “SetUp”	44
5.3.	Resultados de las simulaciones en ANSYS	52
5.3.1.	Ala 737-700	52
5.3.2.	Ala TTBW	55
6.	TÚNEL DE VIENTO	59
6.1.	Acondicionamiento del Túnel de viento	59
6.2.	Ala 737-700 a 6 grados	60
6.3.	Ala 737-700 a 0 grados	63
6.4.	Ala TTBW a 6 grados	65
6.5.	Ala TTBW a 0 grados	68
7.	ANÁLISIS DEL IMPACTO MEDIOAMBIENTAL	71
8.	CONCLUSIONES	73
9.	PRESUPUESTO	75
	BIBLIOGRAFÍA	77
	ANEXO	79
A1.	Impresión 3D	79
A2.	Mecanizados	80



Lista de ilustraciones

Ilustración 1: Fuerzas sobre el ala	9
Ilustración 2: Teorema de Bernoulli	10
Ilustración 3: Fuerza de Sustentación	10
Ilustración 4 Partes de la estructura del avión	12
Ilustración 5: Partes de las alas de un avión	13
Ilustración 6: Tipos de alas	13
Ilustración 7: La presión en contraposición a la velocidad.	14
Ilustración 8: Efecto Venturi	14
Ilustración 9: Distribución del nº de Mach alrededor de un ala en régimen transónico	15
Ilustración 10: Régimen del fluido	15
Ilustración 11: Stall point	17
Ilustración 12: Sustentación vs Ángulo de ataque	19
Ilustración 13: Perfil de velocidades de un flujo entorno a la pared	19
Ilustración 14: Perfil de velocidades según u + y y +	21
Ilustración 15: Presión vs Altitud	24
Ilustración 16: Relación de la temperatura con la altitud	24
Ilustración 17: Ángulos de ataque	26

Ilustración 18: Proceso CFD (Fluent)	27
Ilustración 19: Transonic Truss-Braced Wing (TTBW)	28
Ilustración 20: Boeing 737-700	28
Ilustración 21: Vistas del avión 737-700	29
Ilustración 22: Contornos de la planta y la vista lateral	30
Ilustración 23: Planos paralelos	30
Ilustración 24: Resultado del recubrimiento del fuselaje	31
Ilustración 25: Recubrimiento del fuselaje	31
Ilustración 26: Sección de las alas	31
Ilustración 27: Perfil de las alas	31
Ilustración 28: Recubrimiento del ala	31
Ilustración 29: Resultado simetría	32
Ilustración 30: Operación de simetría del ala	32
Ilustración 31: Superficie a recortar	32
Ilustración 32: Ala 737-700	32
Ilustración 33: secciones del ala	33
Ilustración 34: Inicio del diseño del ala TTBW	33
Ilustración 35: Prolongación del ala	33
Ilustración 36: Recubrimiento de la 1 sección	33

Ilustración 37: saliente del soporte	33
Ilustración 38: Aristas como guías	34
Ilustración 39: Recubrimiento soporte	34
Ilustración 40: Geometría de estudio TTBW	34
Ilustración 41: Rotación de la geometría	35
Ilustración 42: Volumen de control	36
Ilustración 43: Pantalla principal	37
Ilustración 44: Mallado por defecto	38
Ilustración 45: Details of Sizing	38
Ilustración 46: Details of "Face Sizing"	39
Ilustración 47: Zona superficial de la Geometría	39
Ilustración 48: Inflation	40
Ilustración 49: Tabla cálculos inflation	40
Ilustración 50: Inflation	41
Ilustración 51: Face Sizing 2	41
Ilustración 52: Paredes para el Face Sizing 2	42
Ilustración 53: Skewness	43
Ilustración 54: Definición de la calidad de malla según Skewness	43
Ilustración 55: Distribución del tamaño de los nodos	43

Ilustración 56: Configuración inicial	44
Ilustración 57: Aspectos generales	45
Ilustración 58: Modelo de k-Omega	45
Ilustración 59: Materiales de estudio	46
Ilustración 60: Velocidad de entrada	46
Ilustración 61: Presión de salida	47
Ilustración 62: Parámetros de las paredes	48
Ilustración 63: Reference Values	49
Ilustración 64: Solution Methods	49
Ilustración 65: Solution Controls	50
Ilustración 66: Report Definitions	50
Ilustración 67: Run Calculation	51
Ilustración 68: Residuales escalados	51
Ilustración 69: Gráfica del Lift	51
Ilustración 70: Residuales del 737-700 a 36m/s	52
Ilustración 71: Convergencia del 737-700 a 36m/s	52
Ilustración 72: Presiones en el ala 737-700 a 36m/s	53
Ilustración 73: Velocidades alrededor del ala 737-700 a 36 m/s	53
Ilustración 74: Residuale ala 737-700 a 275 m/s	54

Ilustración 75: Convergencia del lift del ala 737-700 a 275 m/s	54
Ilustración 76: Velocidades del ala 737-700 a 275 m/s	54
Ilustración 77: Presiones del ala 737-700 a 275 m/s	55
Ilustración 78: Residuales del ala TTBW a 36 m/s	55
Ilustración 79: Convergencia del ala TTBW a 36 m/s	56
Ilustración 80: Velocidades del ala TTBW a 36 m/s	56
Ilustración 81: Presiones del ala TTBW a 36 m/s	56
Ilustración 82: Residuales del ala TTBW a 275 m/s	57
Ilustración 83: Convergencia del ala TTBW a 275 m/s	57
Ilustración 84: Velocidades del ala TTBW a 275m/s	57
Ilustración 85: Presiones del ala TTBW a 275 m/s	58
Ilustración 86: Túnel de viento	59
Ilustración 87: Manómetro	59
Ilustración 88: Vista de planta	60
Ilustración 89: Ángulo del ala	60
Ilustración 90: Vista del ala inclinada	60
Ilustración 91: Fuerzas del ala	60
Ilustración 92: Soporte o Dummy	61
Ilustración 93: Barra o Dummy	61

Ilustración 94: Ala 737-700 a 0 grados	63
Ilustración 95: indicador del ángulo	63
Ilustración 96: vista del ala a 0 grados	63
Ilustración 97: ángulo del ala	65
Ilustración 98: Vista del ala a través del panel	66
Ilustración 99: Vista del ala TTBW a 6 grados	66
Ilustración 100: Ala TTBW	68
Ilustración 101: Ala TTBW a 0 graos	68
Ilustración 102: Ángulo a 0 grados	68
Ilustración 103: Impresora 3D	79
Ilustración 104: Fresadora	80
Ilustración 105: Torno	80
Ilustración 106: soporte de las piezas	81
Ilustración 107: Taladrado	81
Ilustración 108: Fresado	81



1. Prefacio

1.1. Origen del proyecto

La idea inicial del proyecto radicaba en el estudio de un perfil aerodinámico en relación a un monoplaza, para ser más exactos en el alerón frontal de un Formula 1. A pesar de ello, la elección final para este estudio, como se puede interpretar en el título, es la comparación entre dos tipos de alas de avión completamente diferentes, por un lado tendríamos la que llevaría un boeing A380, también llamada ala tipo flecha, mientras que por otro lado tendríamos un nuevo concepto desarrollado por Boeing junto con la Nasa presentado a principios de este año 2019, llamado Transonic Truss-Braced Wing, todo y que este concepto de ala no es nuevo, ya que ha sido objeto de numerosos estudios en los últimos 50 años.

La similitud entre el alerón delantero de un Fórmula 1 y las alas de los aviones han sido la principal motivación en el momento de realizar el desarrollo de este proyecto por la gran cantidad de similitudes entre diferentes aspectos aerodinámicos que encontramos en este estudio, tales como el lift, drag, etc.

Es conocido que entre diferentes tipos de perfiles alares se pueden llegar a obtener valores posibles de comparar entre sí con la realidad. La intención de este proyecto es obtener resultados mediante métodos numéricos los cuales sean suficientemente representativos con tal de compararlos con los resultados obtenidos del estudio en el túnel de viento de los dos tipos de ala que se van a investigar en este trabajo.

En el estudio CFD de estos perfiles alares se podrá analizar y verificar con el túnel de viento los resultados obtenidos, realizando así una comparación, por ejemplo, del ahorro de combustible que se logra entre estos dos conceptos.

1.2. Motivación

La idea que origina este proyecto es la pasión personal por el mundo de la automoción, la tecnología y para ser más exacta la Fórmula 1, ya que ella engloba estos y muchos otros aspectos. Como para muchos otros estudiantes ella ha inspirado esta atracción por el estudio de la aerodinámica, las diferentes leyes físicas y otros muchos conceptos tecnológicos, que han impulsado a muchos a embarcarse en el estudio de una ingeniería. Es por ello que la decisión del objeto de estudio de este TFG haya sido este estudio comparativo aerodinámico. Con lo cual este proyecto no es solo la realización del trabajo final de carrera, sino también la ocasión para desarrollar los conocimientos adquiridos a lo largo del grado en algo que me parece muy interesante y muy beneficioso personalmente. Es un campo que siempre he querido investigar con mayor profundidad, algo que me ha sido posible gracias a este proyecto.



Además de la motivación de poder obtener los conocimientos de realizar un estudio de estas características, en relación a una simulación como esta, además de a profundizar más en el uso de un túnel de viento como del que se dispone en la universidad. El hecho de aprender a realizar todo el estudio y adquirir las habilidades para realizarlo es algo que suma en la motivación de este trabajo.

El programa empleado para realizar el estudio numérico será el mismo que se puede utilizar en las aulas de la escuela, con la diferencia de que se trata de una versión distinta, el programa en cuestión es el ANSYS: WORKBENCH 18.1.

Por último se quiere analizar el comportamiento aerodinámico de ambos perfiles a fin de poder contestar la siguiente pregunta:

¿Cuál es la mejora de rendimiento entre ambos perfiles (si es que la hay), y en cuanto supondría a nivel monetario?

1.3. Requerimientos previos

Para llevar a cabo este proyecto ha sido necesario realizar un aprendizaje previo de diferentes programas de software que nos ayudarían a realizar este proyecto. Primeramente, para lo que conlleva al elemento de estudio, es decir, las alas propiamente dichas en modelo CAD, se ha utilizado el programa de diseño SOLIDWORKS. Los conocimientos adquiridos a lo largo del grado en las diferentes asignaturas, tales como expresión gráfica, en las que se ha empleado este programa han sido muy útiles en el momento de llevar a cabo el diseño de las alas y sus perfiles de estudio.

Lo que conlleva a la simulación mediante el software, en este caso el ya mencionado ANSYS 18.1, realizando el mallado de las piezas y su posterior resolución mediante la configuración del Set-up, etc. Al respecto de este programa han sido muy beneficiosos los conocimientos adquiridos en las asignaturas de elasticidad y en especial métodos numéricos, asignatura en la cual ya se tuvo un ligero contacto con este programa, todo y que con la variante de “Static Structural” y en este caso se emplea la de “Fluent”. Por lo que para poder adquirir los conocimientos completos para realizar este trabajo se han tenido que dedicar algunas semanas realizando diversos mallados de prueba con otros ejemplos, y aprendiendo otros conceptos acerca del software, mediante diversos tutoriales.

Por último se ha tenido que realizar una sesión de aprendizaje del funcionamiento del túnel de viento y su correcto uso, para así poder obtener valores veraces, además de revisar la práctica del túnel de viento realizada en la asignatura de EFM (Enginyeria de Fluids). Todo y haber tenido que realizar estas tareas, además se tiene que realizar una calibración de los instrumentos y el túnel, para que los resultados mostrados por los diferentes equipos sean los correctos.

Por último, un aspecto a tener en cuenta sería la correcta interpretación de todos los resultados y datos obtenidos durante las diferentes experimentaciones, hayan sido con el software, o bien con el túnel de viento. Lo que ha sido posible gracias a los conocimientos adquiridos durante la carrera, especialmente en asignaturas como: mecánica de fluidos, ingeniería de fluidos e ingeniería térmica.

2. Introducción

La aerodinámica es la parte de la mecánica que se encarga del estudio de los movimientos de gases o movimientos relativos de gases y fluidos. En la mayoría de aplicaciones el interés radica en el estudio entre sólidos y agua, o sólidos y aire, ya que estos son los que más repercusión tienen en la actualidad en los avances tecnológicos. Aun así se puede llevar a cabo el estudio con cualquier tipo de fluido.

El caso de estudio de este trabajo requiere que se realice entre un sólido y aire. En el avión el ala se puede considerar el elemento primordial de este. Como es conocido, en ella se originan diferentes fuerzas, una de ellas es la que hace posible el vuelo de la aeronave, también llamada sustentación. Por otro lado tenemos la parte de la contribución total de la resistencia que la atmósfera opone al movimiento del avión correspondiente al ala. Por lo tanto, un buen diseño de estas tendrá un gran impacto en el desarrollo y funcionamiento de la totalidad de la aeronave.

Las ecuaciones que rigen los principios de la aerodinámica son ecuaciones complejas, que no presentan soluciones triviales, siendo irresolubles a través de métodos corrientes alrededor de cuerpos complejos. Es por ello que para su posible resolución se requiere de otros sistemas que no se basen únicamente en solucionar ecuaciones, si no métodos que permiten obtener una solución aproximada del problema en cuestión.

Las distintas maneras que hay de tratar la aerodinámica están limitadas y con el alcance actual de nuestra tecnología disponemos de dos formas principales de solucionar el problema del estudio en cuestión.

- Métodos CFD (Computational Fluid Dynamics)
- Tunel de Viento

Los métodos CFD utilizan los cálculos de aproximaciones según elementos finitos para encontrar una solución a las ecuaciones de la aerodinámica. Este divide la geometría en formas más simples, y en su propio contorno se aplican las dichas ecuaciones, de esta forma se logra una solución más sencilla y asequible.

Es una manera de obtener resultados mucho más cercanos a los que podríamos tener en la realidad y en el túnel de viento, empleando un ordenador. Con el tiempo los ordenadores han ido mejorando, y con ello adquiriendo mayor velocidad, tanto en el procesamiento como en la ejecución de las diversas funciones, en este caso el cálculo. Esto ha conllevado que se hayan reducido

considerablemente los tiempos de cálculo, por lo que la complejidad y la calidad de resolución de los problemas se han visto incrementada cuantitativa y cualitativamente.

Estos métodos ayudan a trasladar un problema de la realidad utilizando geometrías hechas o importadas por ordenador de diversos programas CAD, en el caso de este proyecto mediante el SolidWorks. Después, empleando un software de técnicas CFD, como por ejemplo ANSYS Fluent, se realiza el cálculo del problema. De esta forma, el equipo necesario para la realización de un estudio de estas características se ve limitado a los diferentes datos para definir el objeto de estudio. Tales como las dimensiones del objeto a estudiar y su volumen de control, los diversos datos de velocidades, presiones, densidades, temperaturas, etc. En el momento que disponemos de todos estos datos, gracias a los distintos programas existentes, como los mencionados anteriormente (ANSYS y SolidWorks) ya sería posible diseñar la geometría de estudio y a través de definir sus condiciones de contorno, el problema se podría llegar a resolver.

El túnel de viento sería el otro método con el cual se pueden realizar estudios aerodinámicos y así obtener los resultados, siendo este el más preciso. Sin embargo, la problemática de este es el elevado precio que conllevan estos estudios por el coste del dicho túnel, para poder realizar estudios aerodinámicos de aviones, automóviles, etc. Pues los túneles en cuestión deben tener unas ciertas dimensiones y sobretodo poder recrear unas condiciones las cuales no todos pueden, solamente aquellos lo suficientemente grandes y potentes son capaces de ellos y así, de dar resultados lo más semejantes a la realidad. Estos solo tiene cabida en grandes instituciones, tales como empresas de aviación, de automoción o laboratorios de calibración.

Por otro lado, en instituciones menores como universidades, sólo es posible disponer de túneles para prototipos a escalas muy reducidas. Por lo que los resultados obtenidos pueden diferir más, todo y que sean igualmente válidos.

2.1. Objetivos del trabajo

2.1.1. Objetivos generales

El objetico principal de esto proyecto radica en corroborar como el nuevo concepto de ala, llamado Transonic Truss Braced-Wing (TTBW), en comparación a la típica ala de avión comercial tipo flecha, conlleva una reducción de la resistencia aerodinámica, lo que implicaría un mejor rendimiento y menor consumo.

Dicho propósito se analizara mediante una simulación numérica a través del Programa ANSYS Fluent, obteniendo así una simulación representativa de la realidad. Que esta será comparada con los

resultados obtenidos de la simulación en el túnel de viento, de los dos prototipos impresos en 3D en la universidad mediante Fablab.

2.1.2. Objetivos específicos

- Determinación del valor de los coeficientes de lift de cada ala para poder compararlos entre ellos y con los del túnel de viento.
- Estudio aerodinámico en 3D, de las alas propuestas en este trabajo.
- Fabricación de las alas diseñadas mediante la impresión en 3D, es decir, un proceso de adicción del material.
- Mecanizados de soportes para las alas y así poder sostenerlas en el estudio del túnel de viento.
- Validación de los resultados de la simulación experimental mediante la simulación en ANSYS.
- Diseño de las geometrías de estudio, para que estas sean lo más similares a la realidad, mediante SolidWorks, diseñándolas con una escala para que se puedan estudiar y obtener en 3D.

2.2. Alcance del trabajo

Lograr unos buenos resultados que tengan sentido y coherencia con la realidad, además de así poder comprobar la hipótesis principal en la que se basa todo este proyecto, algo que es una parte primordial.

Inicialmente se tendrán que modelar los dos prototipos de la forma más fidedigna a la realidad mediante un software CAD que posteriormente permita poder importarlo al ANSYS.

Para lograr buenos resultados hay una parte en este proyecto que es primordial, esta es probablemente la que necesitara más tiempo y dedicación que es la simulación teórica. Es fundamental lograr que las condiciones de la simulación sean lo más similares a la realidad. Con la finalidad de ello se deberá estudiar cuidadosamente estas condiciones y decidir cuáles serían las más idóneas para el estudio en cuestión y así poder aplicarlas en el software ANSYS.

Además para verificar los correctos resultados se deberá realizar un estudio de convergencia de mallado, refinándola progresivamente y prestando atención a los indicadores que nos ofrece el simulador, como el “skewness” entre otros, hasta obtener la malla adecuada.

Por último, las simulaciones en el túnel de viento permitirán tener unos valores los cuales se podrán comparar con los del simulador, para así tener una comparación entre resultados teóricos y

prácticos, hay que tener en cuenta que el túnel de viento alcanza como máximo una velocidad de 36m/s, con lo que no solo se podrá hacer la comparación con una simulación de ANSYS en la que la velocidad de entrada se haya establecido como la máxima del túnel de viento. En cuanto a la simulación en condiciones de vuelo a una velocidad aproximada de 275m/s deberán ser comparados con unos resultados previamente establecidos, posteriormente a una cerca de información acerca de estos.

3. Fundamento Teórico

3.1. El ala y su perfil

Este se puede llamar de diferentes formas entre ellas; perfil alar, perfil aerodinámico, etc. Esta es la forma que tiene el área transversal del elemento en cuestión, que tiene como función generar una distribución de presiones, lo que genera la sustentación. Que es la fuerza generada sobre un cuerpo que se desplaza a través de un fluido, de dirección perpendicular a la de la velocidad del corriente incidente.

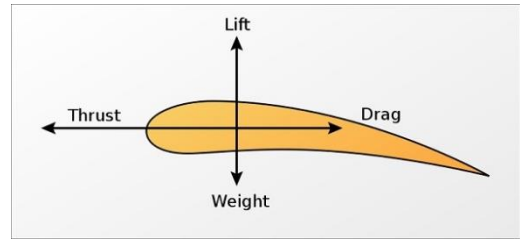


Ilustración 1: Fuerzas sobre el ala

En la ilustración superior se pueden observar las fuerzas simplificadas que actúan sobre el ala de un avión. A continuación se procederá a explicar brevemente cada una de ellas. El Lift y el Drag se explicarán más adelante.

- **Peso o Weight:** Es el resultado de la fuerza de atracción que ejerce la gravedad sobre todos los cuerpos situados sobre la superficie de la tierra, atrayéndolos hacia su centro. La fuerza de gravedad se opone al levantamiento o sustentación del avión tanto en tierra como durante el vuelo.

$$F_g = mg$$

- m : Masa (Kg)
- g : Gravedad ($m \cdot s^{-2}$)

- **Fuerza de empuje o tracción (T):** La proporciona el motor (o motores) del avión por medio de la hélice o por reacción a chorro. La fuerza de empuje permite al avión moverse a través de la masa de aire y es opuesta a la fuerza de resistencia. Para que el avión pueda mantenerse en vuelo la fuerza de empuje debe igualar a la fuerza de resistencia que se opone a su movimiento ($T=D$).

$$F_T = \frac{P_m}{v}$$

- P_m : Potencia del motor (W)
- v : Velocidad ($m \cdot s^{-1}$)

Para lograr el equilibrio de las fuerzas, el punto principal para por el diseño de las alas del avión. Es necesario conseguir una presión menor en la parte superior del ala que en la parte inferior, así se genera el empuje hacia arriba, es decir, la sustentación.

Cuando un flujo pasa por un estrechamiento, aumenta la velocidad, pero a la vez disminuye la presión. La parte superior del perfil del ala está diseñada para que el aire aumente de velocidad, y por lo tanto disminuya la presión.

Al mismo tiempo, cada partícula del flujo de aire recorrerá una trayectoria. El Teorema de Bernoulli dice que (bajo determinadas condiciones) la suma de la presión estática y dinámica (debida a la velocidad) de una partícula en un flujo es constante a lo largo de una trayectoria. Por ello si aumenta la velocidad, deberá disminuir la presión, y al revés.

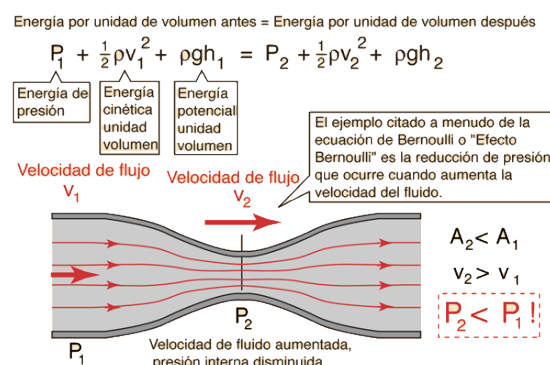


Ilustración 2: Teorema de Bernoulli

Este efecto es debido a la combinación de:

-Teorema Bernoulli: $\frac{1}{2}\rho_{aire}v^2 + P + \rho gz = cte = P_0$

• Dónde:

❖ $\frac{1}{2}\rho_{aire}v^2 \rightarrow$ Presión dinámica

❖ $P + \rho gz \rightarrow$ Presión estática = P_a

Para una partícula A de aire: $\frac{1}{2}\rho_{aire}v_a^2 + P_a = P_0$

Según Bernoulli, la presión y la velocidad de una partícula están relacionadas mediante una constante, entonces si una aumenta la otra tiene que disminuir.

Por otro lado, la tracción que suministre el motor deberá ser mayor que la resistencia al aire, para que de esta forma el avión pueda moverse. Se requeriría una velocidad algo mayor que la necesaria para superar la resistencia del aire, ya que en realidad la sustentación está definida por el ángulo de ataque.

Las alas se diseñan de forma que moviendo los flaps y slots se pueda variar la sustentación, de esta forma que consigue aumentar o disminuir la presión en la parte superior al ala.



Ilustración 3: Fuerza de Sustentación

Sustentación = peso → equilibrio. El avión se mantiene a altura constante.

Sustentación > peso → El avión asciende

Sustentación < peso → El avión desciende.

En el caso de estudio de este proyecto el caso será que la sustentación y el peso serán iguales, ya que el estudio se realizará en condiciones de crucero.

Además no solamente se debe tener en cuenta el tipo de perfil. Sino también las dimensiones del mismo ya que estas afectarán a la fuerza total que puede hacer el aire, que se acaban representando como fuerza de sustentación (lift) y de arrastre (drag) en última instancia.

Asimismo, no nos interesa estudiar únicamente la forma del perfil en sí, también es necesario analizar la geometría total del ala, e incluso las condiciones en las cuales esta va a trabajar, ya que estas serán las que soportaría la aeronave en funcionamiento y pueden alterar en gran parte los resultados. Esto será muy importante en lo que concierne al diseño.

Para este trabajo, la característica principal que nos interesa a tener en cuenta es la velocidad en condición de crucero del avión, todo y que se tendrán que tener en cuenta muchas otras que también afectarán en el estudio, como la gravedad, la densidad, presiones, etc.

La idea será analizar precisamente el funcionamiento de la aerodinámica del transporte y por lo tanto de los perfiles de estudio, para así lograr comprender la dinámica y así poder analizar correctamente los resultados.

3.2. La estructura del avión

Previamente a incidir en la aerodinámica del perfil de estudio, se hará una breve explicación sobre la composición de la típica aeronave y su relación con la aerodinámica, clasificándolos según su importancia en lo que conlleva a la resistencia aerodinámica.

Se tienen en primer lugar los elementos que afectan únicamente a lo denominado como resistencia parasita:

El fuselaje, consiste en el cuerpo principal de la estructura del avión, siendo esta la parte que da cabida a la tripulación y carga.

El elemento motor propulsor y demás sistemas auxiliares, su función la cual es proporcionar la potencia necesaria para contrarrestar la resistencia y darle así la aceleración al conjunto que le permita despegar.

El tren de aterrizaje, que tiene como función el de amortiguar el impacto de aterrizaje y que este se pueda desplazar por la superficie terrestre.

Los sistemas estabilizadores, estos suelen ser uno vertical u otros dos horizontales, uno a cada lado, que tienen como función dar estabilidad en los ejes verticales y horizontales.

Además dentro del conjunto encontramos las siguientes partes, a pesar de que estas pueden afectar tanto a lo que sería la resistencia parasita como a la inducida:

Superficies de mando y control, que vienen a ser los flaps, slots, aerofrenos, etc. Estos se pueden encontrar tanto en el ala como en la cola, y permiten la maniobrabilidad del aparato gracias a modificaciones aerodinámicas.

Como estos elementos se encuentran formando parte de las alas, forman parte del conjunto que puede ofrecer resistencia inducida o como parasita.

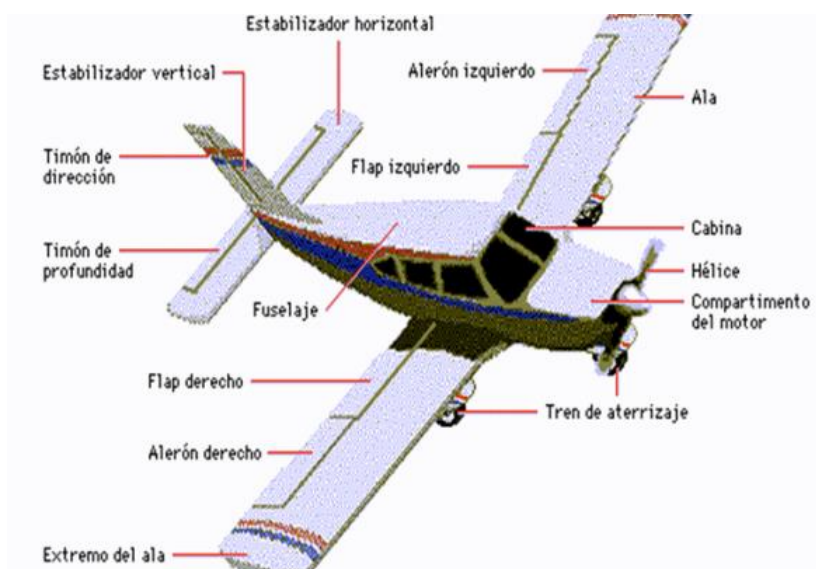


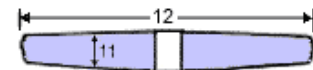
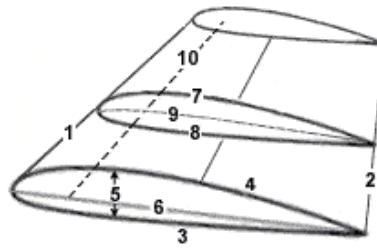
Ilustración 4 Partes de la estructura del avión

Alas, que vas a ser el elemento de estudio en este proyecto, perfiles que originan las fuerzas sustentadoras.

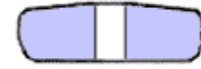
3.3. Las partes de las alas

En este trabajo en objeto de estudio van a ser las alas, por lo que se considera interesante hacer énfasis en sus características, ya que estas pueden ser útiles en el momento de hacer las simulaciones. Estas son las siguientes, que podemos observar en la imagen, y posteriormente con una breve explicación:

- 1 - Borde de ataque.
- 2 - Borde de salida.
- 3 - Intrados.
- 4 - Extradós.
- 5 - Espesor.
- 6 - Cuerda.
- 7 - Curvatura superior.
- 8 - Curvatura inferior.
- 9 - Curvatura media.
- 10 - Línea 25% de la cuerda.
- 11 - Cuerda media.
- 12 - Envergadura.



Mayor alargamiento.
Menor resistencia inducida.



Menor alargamiento.
Mayor resistencia inducida.

● Superficie alar = Cuerda media * Envergadura

$$\text{Alargamiento} = \frac{\text{Envergadura}}{\text{Cuerda media}}$$

Ilustración 5: Partes de las alas de un avión

que a medida que se alejan del fuselaje estos se van reduciendo y estrechando.

- Borde de ataque: Parte delantera del perfil que toma el primer contacto con el flujo de aire.
- Borde de salida: Parte posterior del perfil dónde el aire vuelve al flujo libre, como con anterioridad a tomar contacto con el borde de ataque.
- Extradós: Parte superior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.
- Intradós: Parte inferior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida.
- Espesor: Distancia máxima entre el extradós y el intradós.
- Cuerda: Línea recta imaginaria trazada entre los bordes de ataque y de la salida de cada perfil.
- Cuerda media: Se habla de cuerda media, ya que los perfiles varían en función de la distancia al extremo del ala, de forma que en vez de tratar cada sección de perfil y su respectiva cuerda, se define una cuerda media total del ala.
- Superficie alar: Superficie total correspondiente a las alas.
- Envergadura: Distancia entre los extremos de las alas del avión.
- Alargamiento: Coeficiente entre la envergadura y la cuerda media. Relación entre la longitud y la anchura del ala, también llamado relación de aspecto.
- Flecha: Ángulo que forman las alas respecto a una vista del alzado.
- Diedro: Ángulo que forman las alas respecto a la vista frontal.
- Forma: Clasificación de la forma que toman las alas; tipo flecha, delta, etc.

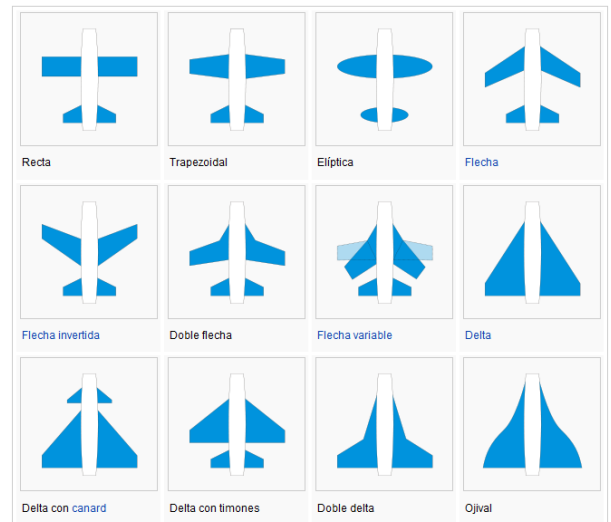


Ilustración 6: Tipos de alas

3.4. Fundamentos aerodinámicos

3.4.1. Sustentación

El principio más importante de los perfiles aerodinámicos destinados a la aviación es la capacidad que tienen de lograr una fuerza ascendente originada por el fluido que se desliza a través de ellos. Incluso la geometría de las alas está basada principalmente en este efecto.

Una manera de dar sentido a esta mecánica de la sustentación es con el teorema de Bernoulli, mencionado anteriormente. Dicho de manera general, es simplemente la derivada de la ley de conservación de la energía. Explicado de una forma más ilustrativa, un mismo fluido atravesando un perfil puede tener una alta presión y por lo tanto una baja velocidad y viceversa, que es lo que ocurre cuando el fluido se divide al entrar en contacto con el borde de ataque, separándose entre el extradós y el intradós del ala, ocurriendo lo siguiente:

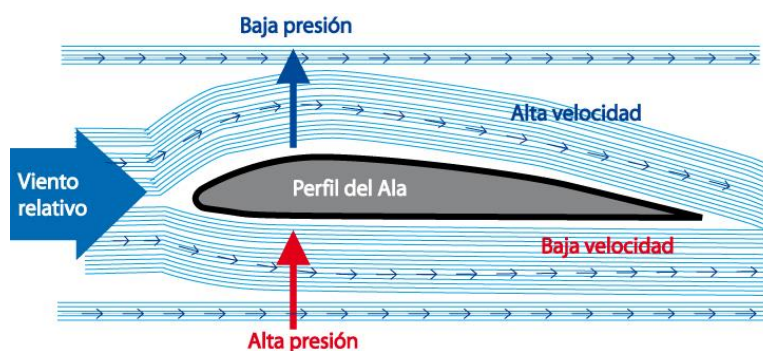


Ilustración 7: La presión en contraposición a la velocidad.

Algo similar demostró el famoso científico Giovanni Battista Venturi, denominado así el efecto Venturi, a aquel que genera un aumento de velocidad al fluido, al que se le estrecha el camino por el que circula.

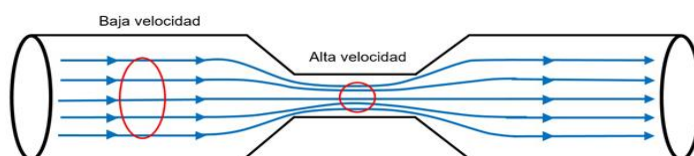


Ilustración 8: Efecto Venturi

Como bien dice este efecto, en la zona de sección más grande, encontramos una menor velocidad, pero a su vez una mayor presión. Mientras en la sección más pequeña ocurre a la inversa.

Es decir, con una geometría adecuada, una inclinación adecuada y un ángulo de ataque adecuado, se puede aprovechar este efecto para generar la sustentación. Por lo que el perfil aerodinámico intenta aprovechar al máximo las fuerzas que se originan por este efecto originadas por el fluido, y así se logra el efecto deseado, empleado actualmente en la aviación.

3.4.2. Número de Mach

Es una medida que se define como el cociente entre la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido en el medio en que se mueve dicho objeto. Dicha relación se puede expresar como:

$$M = \frac{v_s}{c}$$

Donde M es el número de Mach, v_s es la velocidad del fluido u objeto en cuestión y “c” es la velocidad del sonido, que en condiciones de 1 atm y 15º Celsius es igual $340,3 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. Dependiendo del valor de este, tenemos una clasificación elemental para el movimiento de una fuente puntual en diferentes regímenes.

Para el caso del vuelo de una aeronave la clasificación es la siguiente:

M	<0.8	0.8-1.2	1.2	1.5-5.0	>5.0
Régimen	Subsónico	Transónico	Sónico	Supersónico	Hipersónico

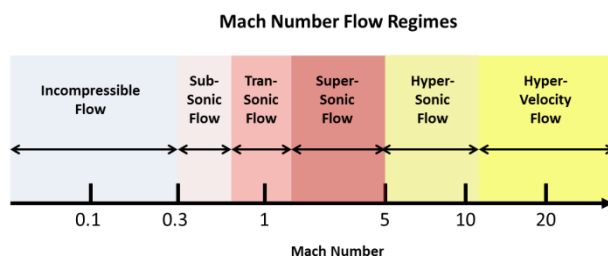


Ilustración 10: Régimen del fluido

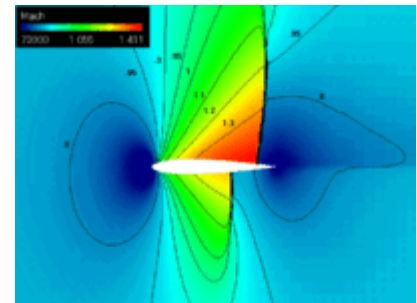


Ilustración 9: Distribución del nº de Mach alrededor de un ala en régimen transónico

3.4.3. Nociones básicas

Los siguientes conceptos explicados tienen una gran relevancia en muchas de las condiciones de contorno, y que en gran parte condicionan los resultados.

Trayectoria del vuelo: La dirección que prosigue el perfil, por lo tanto, el recorrido que sigue.

Ángulo de incidencia: Ángulo que relaciona la cuerda del ala y el eje longitudinal del avión. (Este no se puede modificar)

Ángulo de ataque: El ángulo que forma la cuerda del ala y la dirección del fluido.

Viento relativo: El flujo de aire relativo al avión en su desplazamiento, es decir, la bolsa de zona en la que se encuentra el avión.

Actitud del avión: Es la orientación o referencia angular de los ejes longitudinales y transversales. Se suelen especificar como el “pitch” y el “bank”. Que son la posición del morro y de las alas respectivamente.

Finalmente todos estos están relacionados entres si, conllevando al más importante, el ángulo de ataque, ya que este se ve afectado en parte por todos los demás factores.

3.4.4. La Sustentación

En este apartado se pretende enfatizar que es, profundizar más en lo que conlleva y que otros conceptos afectan a esta, ya que esta se ve en gran parte alterado por otros muchos factores como hemos podido ver hasta el momento.

Para empezar tenemos los siguientes conceptos ya explicados.

La forma del perfil: A más curvatura, mayor diferencia en la velocidad entre las dos caras, hasta llegar a un cierto límite. Lo que conlleva un gradiente de presiones, como se ha mencionado anteriormente.

Todo y que un perfil totalmente simétrico también genera sustentación, lo que este entra antes en zona de “stall”. Esta pérdida del coef. de Lift es muy importante y se llama “stall point” o “stall angle”.

La superficie: Cuanto mayor sean las alas, mayor será la cantidad de aire que ejerce presión sobre ellas y por ende mayor sustentación. Sin embargo, también se genera una mayor resistencia al avance.

Ángulo de ataque: Se obtiene un aumento de la sustentación, aumentando el ángulo de ataque hasta llegar al “stall point”, momento en el que la capa límite se separa del ala, originando un cambio en la distribución de presiones en la parte superior, haciendo caer severamente el coef. de Lift. Por lo general este efecto sucede cuando se sobrepasan los 20º de ángulo de ataque.



Ilustración 11: Stall point

Finalmente, se deben tener en cuenta los factores externos, que son los que dependerán del fluido principalmente.

Densidad del aire: A mayor densidad, mayor número de partículas y por lo tanto mayor presión, y viceversa.

Velocidad del viento relativo: La sustentación es proporcional al cuadrado de esta velocidad, con lo que a más velocidad, más sustentación.

Resumiendo, tal y como se ha expresado anteriormente:

$$F_L = \frac{1}{2} A C_L \rho v^2$$

Dónde:

- A: Área portante (m^2), es el área de referencia perpendicular a la fuerza de sustentación.
- C_L : Coeficiente de sustentación o Lift (-)
- ρ : Densidad ($kg \cdot m^{-3}$)
- v : velocidad ($m \cdot s^{-1}$)

3.4.5. Resistencia

Esta es la fuerza que impide el movimiento del avión. Es generada por el avance del avión dentro de la zona del fluido, considerada como la fricción entre el fluido, es decir, el aire, y la superficie del ala.

Esta es proporcional a la viscosidad, que en este caso al tratarse de aire, es muy baja. Por lo que mayormente la de rozamiento es más baja que la de la presión. Como ya se ha dicho anteriormente la formula viene a ser la misma, modificando el coef. y la fuerza.

$$F_D = \frac{1}{2} AC_D \rho v^2$$

Dónde:

- A: Área portante (m^2), es la misma área que en la fuerza de sustentación.
- C_D : Coeficiente de resistencia o drag (-)
- ρ : Densidad ($kg \cdot m^{-3}$)
- v : velocidad ($m \cdot s^{-1}$)

Como ya se ha mencionado previamente, se tienen dos tipos de resistencias, la inducida y la parásita.

La inducida es aquella que no queremos pero tampoco podemos evitar, el gradiente de velocidades entre las paredes superior e inferior generan que una parte del flujo llegue antes que la otra, ocasionando una ligera variación en el viento relativo generando esta resistencia. El viento al acercarse al extremo, encuentra una salida hacia arriba, generando vórtices y por lo tanto la resistencia.

Un factor que afecta este suceso es la geometría, siendo las alas más alargadas y estrechas las que menos sufren este efecto.

Por otro lado la resistencia parásita es la suma de aquellas que no están relacionadas con la sustentación. Esta aumenta con la velocidad.

Finalmente nos encontramos con la resistencia mínima, que es aquella en la que como consecuencia de que a mayor velocidad se reduce la inducida, pero aumenta la parásita y que con el ángulo de ataque menor se disminuye la inducida, todo y que ello implica un aumento de la velocidad para obtener la misma sustentación. Se tienen que valorar estos criterios con la finalidad de lograr una resistencia total óptima.

3.4.6. Ángulo de ataque y pérdida

Estos dos aspectos son importantes de mencionar ya que tienen un gran papel en el tema de la aviación y la aerodinámica en general.

Primeramente el ángulo de ataque sabemos que es fundamental para alterar los coeficientes aerodinámicos. Por lo que hay un punto óptimo, en el cual la eficiencia del avión es la mejor a priori,

pero en la realidad cada maniobra requiere un ángulo distinto. Tanto para el mejor ángulo de ascenso, como la mejor velocidad de ascenso, el mejor ratio de planeo y para el descenso. Además el efecto de “stall” también ocurre en un cierto ángulo. Así que todo y conocer perfectamente las relaciones de Lift y Drag, sería necesario adoptar otros ángulos en función de la situación.

Por otro lado nos encontramos con el fenómeno de pérdida, este ocurre al superar el ángulo crítico de la sustentación máxima. Lo que ocurre es una disminución de la sustentación, creando además un aumento de la resistencia, dando lugar a la pérdida.

Esto sucede aumentando el ángulo de ataque, que ocasiona la transición del flujo a turbulento y que se origine en una zona más alejada al borde de la salida. Si a esto le sumamos, que el fluido se despegue del contorno del ala, llega un punto en el cual la suspensión no puede soportar el peso y el ala entra en pérdida.



Ilustración 12: Sustentación vs. Ángulo de ataque

3.5. Capa límite

Este es un efecto que ocurre causado por el flujo al circular alrededor de la paredes, sucede cuando el flujo, en este caso de aire, entra en contacto con la pared, en nuestro caso con el ala, la condición de no desplazamiento en los puntos de contacto genera una distribución de velocidades, esta depende de si el flujo en cuestión es laminar o turbulento. Para el mencionado primeramente, este perfil se determina como parabólico, donde los puntos de contacto tienen velocidad nula (suponiendo la superficie estacionaria, como en el caso de nuestro estudio), esta velocidad va aumentando en función que se va alejando de la pared, hasta alcanzar la velocidad de entrada, es decir la del flujo sin perturbaciones, a esta región se la denomina capa límite.

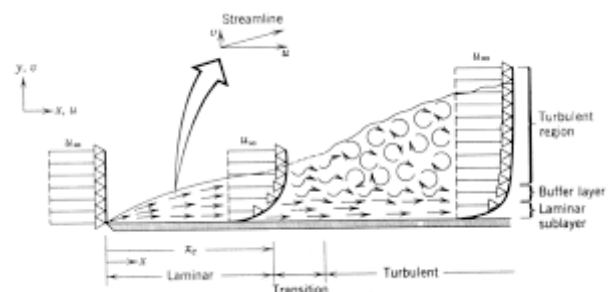


Ilustración 13: Perfil de velocidades de un flujo entorno a la pared

Para los flujos turbulentos, esta capa queda distorsionada por los fenómenos de turbulencia, por lo que originan la

capa límite turbulenta, donde el perfil de velocidades no se encuentra tan establecido.

Esta capa límite se puede dividir en dos; la capa interna, que esta se subdivide en la subcapa viscosa, la intermedia y logarítmica, y la capa externa en la que el flujo aún no ha alcanzado el valor de la velocidad de entrada.

Para lograr representar estos fenómenos correctamente se requiere de las llamadas funciones de pared. Esta se basa en la resolución del campo de velocidades en la zona cercana a la superficie, se realiza mediante las funciones de pared en lugar de las ecuaciones de gobierno. Sin embargo, para la zona exterior a la capa límite, donde el flujo es libre, se emplean las ecuaciones de RANS.

Para poder emplear las ecuaciones de gobierno en la capa límite sería necesaria una alta precisión en los elementos de malla cercanos, para así poder captar bien el gradiente de velocidades, se ha tener en cuenta que el grosor de esta capa es muy pequeño y las variaciones de velocidades son muy abruptas.

La ley de pared representa el perfil de velocidades alrededor de la pared, teniendo en cuenta que en la capa subviscosa se imponen las tensiones viscosas a las turbulentas. Sin embargo, en la capa logarítmica y por encima predominan las tensiones turbulentas, mientras que en la capa intermedia ambas tensiones son importantes.

Donde las siguientes formulas definen los parámetros adimensionales:

$$y^+ = \frac{y * u_t}{\nu}$$

$$u^+ = \frac{u}{u_t}$$

Donde “y” es la distancia del nodo donde se hacen los cálculos en la pared (superficie), “ν” la viscosidad del fluido, “u” la velocidad del flujo libre y “u_t” la velocidad de fricción, que se define de la siguiente manera para donde predominan las tensiones turbulentas:

$$u_t = \sqrt{\frac{\tau_{turb}}{\rho}}$$

En donde “τ_{turb}” son las tensiones turbulentas y “ρ” la densidad del aire.

La zona de la subcapa viscosa sigue una función lineal tal que:

$$u^+ = y^+$$

$$y^+ < 5$$

Por la parte superior a la intermedia no hay una función clara que la represente. Para valores superiores a 5 unidades de pared seguiría una

función lineal y para valores más cercanos a 30 está seguiría una función logarítmica:

$$u^+ = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$$

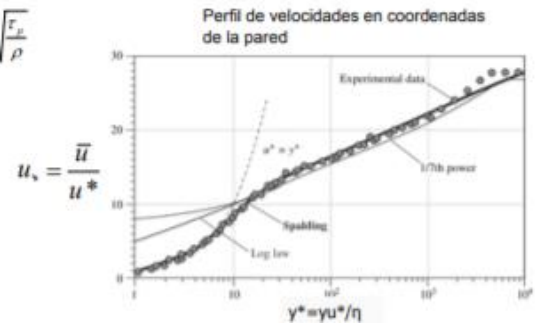


Ilustración 14: Perfil de velocidades según u^+ y y^+

$$u^+ \neq y^+$$

$$u^+ \neq \frac{1}{k} \ln y^+ + C^+$$

$$5 < y^+ < 30$$

En estas ecuaciones “k” es la constante de Von Karman y toma el valor de 0.4, por otro lado C^+ es una constante a determinar por experimentación y que para la mayoría de flujos toma el valor de 5.

Para la zona de flujos logarítmicos la función en cuestión toma la siguiente forma:

$$u^+ = \frac{1}{k} \ln y^+ + C^+$$

$$30 < y^+ < 300$$

Esto nos indica la relación logarítmica existente entre el perfil de velocidades del fluido y la distancia a la pared.

Para la capa externa todo y que esta pertenece a la capa límite, se puede aproximar con la función logarítmica.

El objetivo principal de este proceso es evitar tener que crear mallas muy precisas sobre las superficies, lo que significa poder utilizar elementos más grandes.

4. Condiciones de contorno para la simulación

Como ya se ha dicho en apartados anteriores, el software que se va a emplear para llevar a cabo las simulaciones, es el ANSYS 18.1. Además, se va a utilizar el túnel de viento de la universidad, el cual se encuentra en el laboratorio de mecánica de fluidos. Este presenta una ciertas limitaciones las cuales se van a explicar más adelante.

Por otra parte, se ha de tener en cuenta en la gran dificultad de uso que presenta este software. Ya que se trata de una herramienta muy versátil y útil, que llegado el momento puede facilitar el trabajo de cálculo a un ingeniero, ofreciendo una gran resolución con respecto a los resultados en cuanto a la alta eficiencia y veracidad de estos. Todo esto gracias a lo que nos proporciona utilizar un programa informático de estas características.

Además, el túnel de viento nos ayudara a entender mejor el funcionamiento de la aerodinámica del ala y lo que conlleva, todo esto pudiendo obtener los resultados de una forma empírica y más visual. Previamente se deberán realizar algunas pruebas para poder saber cómo emplearlo correctamente y así poder observar si los resultados que podamos extraer de estas simulaciones tengan una cierta veracidad.

Resumidamente, este software es un herramienta muy potente de extrapolación, es decir, este programa (ANSYS) reúne y modela la ecuaciones de la mecánica de fluidos para a su vez ser capaz de validarlas mediante la experimentación. Posteriormente a haber validado los resultados obtenidos, estas ecuaciones serán viables y extrapolables a otros fenómenos semejantes, obteniendo los resultados de los siguientes casos de una forma mucho más rápida.

La eficiencia de este programa gracias a este proceso, es lo que da tal importancia a este tipo de software hoy en día, gracias al ahorro en cuanto a tiempo y procesamiento de cálculo, lo que se traduce en menos dinero y plazos más cortos para realizar los estudios. Este tipo de programas además nos permiten realizar varios estudios a la vez, en contraposición con los estudios experimentales, que son más costosos y más lentos.

Dicho esto, hay que tener en cuenta que los resultaos de estos estudios nunca serán completamente ciertos, ya que en la realidad siempre hay factores que no se pueden contemplar o que varían en gran medida, sin nosotros poderlos controlar.

Lo que normalmente hace que estos resultados puedan no ser del todo correctos, es el suponer ciertas condiciones como correctas, siendo ellas algo inexactas.

Es de crucial importancia saber detalladamente las condiciones en las que se debe desarrollar el estudio. Además es muy importante predeterminar con gran exactitud las condiciones con las cuales se va a realizar el mallado, para que esta según el modelo sea lo más simple posible para así optimizar el tiempo de calculo que van demandar.

Finalmente un punto muy importante será el debido análisis de los resultados, tanto los del software como los del túnel de viento, ya que todo y que el proceso se halla desarrollado de forma correcta, esto no serviría de nada si se mal interpretan los resultados extraídos.

4.1. Condiciones de Contorno

Por la importancia que conlleva determinar unas condiciones lo más fidedignas a la realidad, para así poder llevar a cabo la simulación representativa de un caso real en situación de vuelo a velocidad de crucero, se tratará a continuación de diversos aspectos que definirán dichas condiciones, que finalmente serán introducidas en el software mediante la etapa del "SetUP".

Las siguientes condiciones que se expondrán a continuación son aquellas debidas al fluido que se encuentra en contacto con el perfil y por ello estarán relacionadas con sus características.

En los siguientes puntos se van a analizar las características a las que se encuentra el aire en las condiciones de vuelo normal cuando este se encuentra ya habiendo despegado y cuales son estas.

4.1.1. Características de la atmósfera

El medio en el cual el avión se desplaza, y por lo tanto en el cual se desplazan las alas de estudio es la atmósfera. Por esta razón se van a estudiar las características principales que tienen que ver con el modelo de la simulación, donde el fluido impuesto es el aire.

En este estudio tienen gran relevancia las condiciones como la presión, temperatura y densidad del aire en el punto de trabajo del perfil. La variabilidad de los resultados puede ser bastante considerable en función de la apreciación de estos valores, por lo que se deberá intentar que éstos sean lo más similares a la realidad posible.

Además, para poder comparar y con la finalidad de verificar los resultados en el túnel de viento, las condiciones que se introduzcan en los estudios con velocidades del túnel de viento, deberán presentar las mismas condiciones a las del túnel en el momento del ensayo.

La idea para el estudio es aplicar unas condiciones estándar, es decir, en el momento en el que su velocidad es constante, al igual que su altitud, por lo que las condiciones de la atmósfera también son constantes.

La razón de imponer estas condiciones es el interés del estudio el cual está basado en analizar el comportamiento de las alas en las condiciones de trabajo más comunes, por lo que estas son cuando el avión se encuentra en velocidad de crucero, con unas condiciones atmosféricas regulares. Esta suele ser además la zona de trabajo que ocupa más intervalo de tiempo durante el vuelo, por lo que serán con diferencia las que durante más tiempo afectaran al perfil.

De la misma manera, usar una velocidad constante simplifica la simulación y nos permite hacer una comparación más veraz con los datos que se puedan obtener en el túnel de viento.

De igual forma que usar una temperatura, presión y densidad constante del aire es una buena aproximación, ya que la altitud en la zona de trabajo mencionado se mantiene relativamente constante y por lo tanto las demás condiciones atmosféricas.

4.1.2. Atmósfera estándar

La atmósfera estándar o atmósfera tipo (ISA: International Standard Atmosphere) es aquella atmósfera hipotética que se basa en medidas climatológicas medias, las cuales tienen mayor significado en ella son:

- Temperatura: 15 °C (288.15 K)
- Presión: 760 mm HG (1013.25 hPa)
- Densidad: 1.225 kg/m^3
- Velocidad del sonido: 343.2 m/s

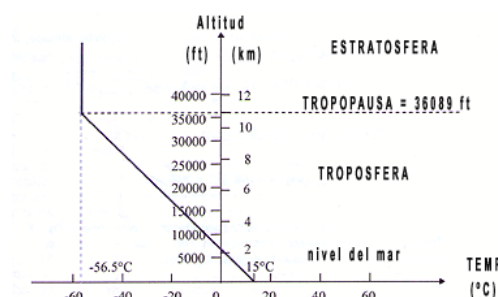


Ilustración 16: Relación de la temperatura con la altitud

La temperatura disminuye a una proporción constante de $-6.5 \text{ }^{\circ}\text{C}/1000 \text{ m}$ hasta la tropopausa, donde la temperatura permanece constante a $-56.5 \text{ }^{\circ}\text{C}$.

La presión desciende 110mb por cada kilómetro (hasta una altura donde se estabiliza).



Ilustración 15: Presión vs Altitud

Una manera de calcular algunas de estas condiciones atmosféricas en condiciones de vuelo sería a partir de lo mencionado estableciendo una altitud de vuelo de 10km, con respecto a la temperatura se cumple bastante el efecto mencionado, por lo contrario con la presión donde está puede variar algo más.

4.1.3. Velocidad relativa

Para saber la velocidad relativa del viento, hay que saber a qué velocidad irá el avión. Las velocidades a las que se mueven los aviones son variables, pero como ya se ha comentado anteriormente, el estudio se va a realizar con las condiciones que corresponden a la zona de trabajo del avión en las que estas se mantienen estables, es decir cuando se encuentra en velocidad de crucero sin variar altitud, ni velocidad, ni ángulo de ataque.

Es decir, lo que se pretende es aplicar la velocidad de crucero del avión como la velocidad relativa del viento.

El dato con el cual se va a trabajar es la velocidad de crucero que esta es aproximadamente de 900 km/h o lo que es lo mismo de 0.85 Mach.

4.1.4. Régimen del fluido

Conociendo la velocidad establecida para el vuelo, que es de 900 km/h, podemos conocer su Mach 0.85, como se ha dicho en el apartado anterior, con lo que ya se puede determinar el régimen del fluido.

Según lo establecido para el ala simple en forma de flecha de un avión comercial, el régimen sería el de Subsónico, mientras que para el otro tipo de ala como su nombre indica (transonic truss braced-wing) sería un régimen de flujo Transónico.

M	<1.0	0.8–1.2	1.0	1.0–5.0	>5.0
Régimen	Subsónico	Transónico	Sónico	Supersónico	Hipersónico

4.1.5. Ángulo de ataque

En lo que conlleva al ángulo de ataque, este también seguirá el mismo criterio que la velocidad, lo que quiere decir que este será el ángulo el cual se emplea cuando el avión va a velocidad de crucero,

los ángulos de ataque aproximados para las diferentes zonas de vuelo se ven reflejados en la siguiente imagen:



Fig.5.9.4 - Relación entre ángulo de ataque y velocidad en vuelo recto y nivelado.

Ilustración 17: Ángulos de ataque

Como ya se ha mencionado, nuestro caso de estudio se realizará en velocidad de crucero, por lo que el ángulo seleccionado para el estudio deberá ser de 6° .

5. Simulación de los perfiles aerodinámicos

En este capítulo se llega a la parte más importante del trabajo, es el punto de más interés y el que puede dar respuesta de mejor forma a la duda que suscita este trabajo entorno a los dos perfiles de estudio.

En este capítulo se pretende explicar cómo se ha podido llegar a obtener las dos geometrías en cuestión y cuál ha sido su procedimiento de desarrollo, todo esto mediante el programa de AutoCAD SolidWorks.

Además para poder simular estos perfiles se ha requerido de la herramienta ANSYS, en este caso el ANSYS 18.1, en su versión Fluent. La explicación de todo el trabajo elaborado se centrará en el procedimiento durante una simulación de estas características mediante un programa informático de tal calibre.

Se desarrollará mediante las siguientes etapas: Realización de las geometrías, importación al ANSYS y preparación de la pieza, mallados, establecimiento de las condiciones de contorno, simulación y extracción de los resultados.

Estos pasos se corresponden con los que aparecen en la simulación Fluent con: Geometry, Mesh, SetUp, Solution y Results. De manera tal y como se puede ver en la imagen.

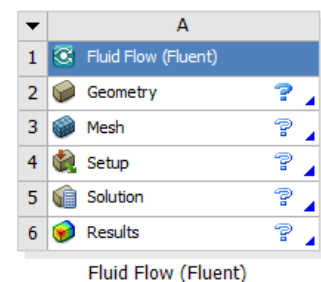


Ilustración 18: Proceso CFD (Fluent)

5.1. Elaboración de las Geometrías

5.1.1. Geometrías iniciales

Durante el grado de ingeniería mecánica ha sido posible obtener conocimientos relativos al tema de estudio. Principalmente se han realizado proyectos los cuales no englobaban todas estas partes en una sola, es decir, se han realizado geometrías diversas en diferentes asignaturas, y a su vez se han realizado estudios mediante ANSYS, pero o bien con la geometría principal ya dada para analizar o bien siendo un estudio diferente, siendo el practicado en otras asignaturas estudios estructurales.

Todo y no haber realizado proyectos iguales a este, todos los conceptos adquiridos por separado han sido de gran ayuda para poder llevarlo a cabo, siendo fundamentales para así poder entender ideas como las relacionadas con las diferentes leyes de la mecánica de fluidos que rigen este proyecto,

como el concepto de mallado y la calidad de este, y por último, pero no menos importante, la realización de una geometría adecuada.

Para empezar, se ha tenido que pensar debidamente en cómo se quería llevar a cabo la simulación. Es obvio que si se quiere realizar un estudio comparativo entre dos perfiles alares diferentes, se va a necesitar el perfil entero del ala con todos los detalles de las dos alas. Por este motivo, un estudio simplificado en 2D no habría sido suficiente. Debido a esto, es indispensable realizar un estudio en 3D.

Para ello y antes de todo se buscó información acerca de las medidas que tienen estos dos perfiles a estudiar, uno de ellos el de un avión comercial, por el cual nos decantamos finalmente fue el Boeing 737-700 que tiene una envergadura de 35.79 metros, mientras que el concepto desarrollado por la NASA y Boeing tiene una envergadura alar de 51.8 m.



Il·lustració 19: Transonic Truss-Braced Wing (TTBW)

El 737-700 presenta una longitud de 33.63 m (110 FT y 4 IN), una altura de 12.57 m (41 FT y 3 IN) y una envergadura alar de 35.79 m (117 FT y 5 IN).

El TTBW presenta una longitud de 28.5 m (93.5 FT), una altura de 11.3 m (37.07 FT) y una envergadura alar de 51.8 m (169.95 FT).



Il·lustració 20: Boeing 737-700

Debido al interés que suscita este proyecto en que los diseños se acerquen al máximo posible a la realidad, el formato elegido para ello ha sido el de “SLDPRT”, que justamente es uno de los que el programa SolidWorks, que va a ser con el que se realicen los diseños, nos permite guardar el archivo, entre otros.

Para que los dos diseños se pudiesen realizar correctamente, y para que las simulaciones mostrasen unos resultados que se pudiesen comparar entre sí, ambos diseños tenían que tener la misma escala. La escala a la que se decidió realizar ambos diseños fue de 1/136, ya que posteriormente se deberían

de poder imprimir en 3D, mediante el proceso de impresión por adición de material, en las impresoras de la universidad, gracias al equipo de Fatlab, y se había de tener en cuenta las limitaciones de estas, además de las limitaciones que nos presenta las dimensiones del espacio de trabajo de túnel de viento.

El primer problema que nos encontramos en el momento del diseño, es lograr únicamente el perfil del ala requerido. Pues se tienen dos opciones para tal fin, una de ellas es diseñar el avión por completo en el programa y posteriormente recortar el ala, con la finalidad de quedarnos con esta únicamente. Por otro lado, la segunda opción sería coger las dimensiones de este y trabajar a partir de ellas para obtener el perfil del ala en cuestión.

Una tercera opción bastante razonable podría ser la de obtener a partir de las medidas de la parte del perfil del ala, las vistas del avión en general y a partir de estas aplicar un proceso de “Blue Prints”, este es un paso intermedio que puede simplificar un poco la geometría. Ya que, por ejemplo, en el caso del 737-700, este presenta unos “Winglets” en la parte final del ala, parte del ala que no nos interesa en este proyecto ya que no son el objeto de estudio.

Esta opción, todo y ser muy buena por generar una superficie alar con una resolución bastante buena para la simulación, a su vez nos genera una problemática con respecto al ANSYS, ya que con esta opción se generan muchas superficies, que complican en gran parte el pre-proceso. Hay unas posibles soluciones, todo y que no todo lo eficientes que nos gustaría, el “DesignModeler” se podría usar como herramienta de “merge” para unificar estas superficies. Una opción distinta sería la de emplear la opción de “repair tool”, que nos podría reparar en cierta medida el perfil generado por “BluePrints”.

Finalmente, y después de evaluar todas las opciones, en este proyecto nos hemos decantado por emplear una mezcla de estas opciones, con la que podríamos obtener la geometría de una forma más simple y más visual.

5.1.2. Geometría ala 737-700

El procedimiento para la obtención de la geometría se inicia con el establecimiento de las imágenes de las diferentes vistas en los planos adecuados, que estos son: el alzado, la planta y la vista lateral.

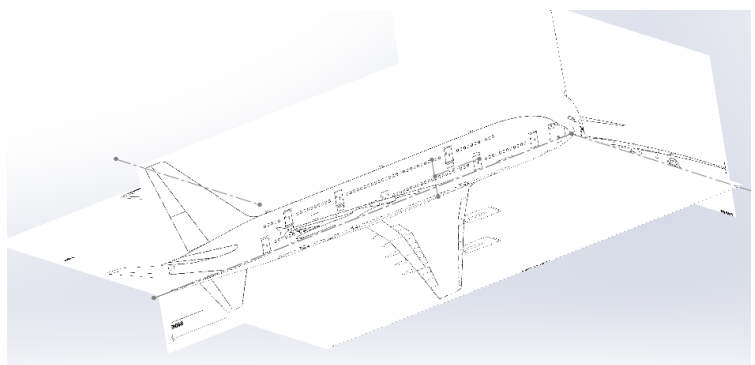




Ilustración 21: Vistas del avión 737-700

A continuación, se habrá un croquis con la herramienta de croquis en  cualquiera de los tres planos predeterminados, y con la herramienta de splines se  perfila el contorno de las imágenes de las vistas, obteniendo así los contornos, primeramente se realiza con el fuselaje, tanto en la vista lateral como en la planta.

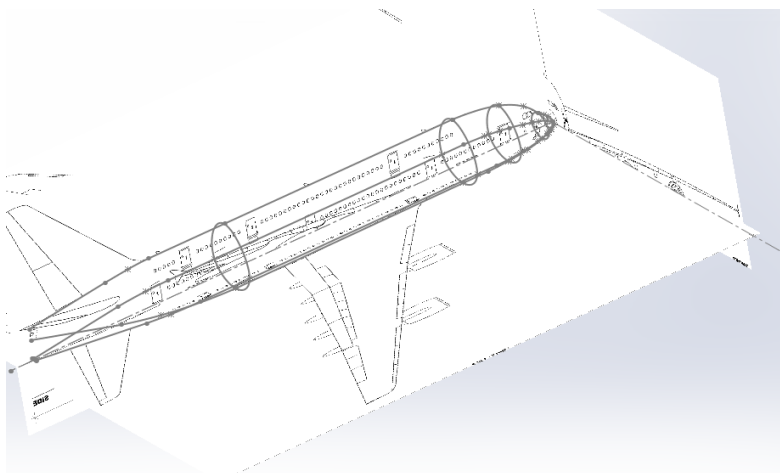


Ilustración 22: Contornos de la planta y la vista lateral

A continuación, en los tramos donde hay cambios en el contorno se generan planos paralelos entre si, en lo cuales se croquizaran unas circunferencias, que posteriormente se haran entre cruzar con los contornos del fuselaje previamente hechos. Quedando de la siguiente manera:

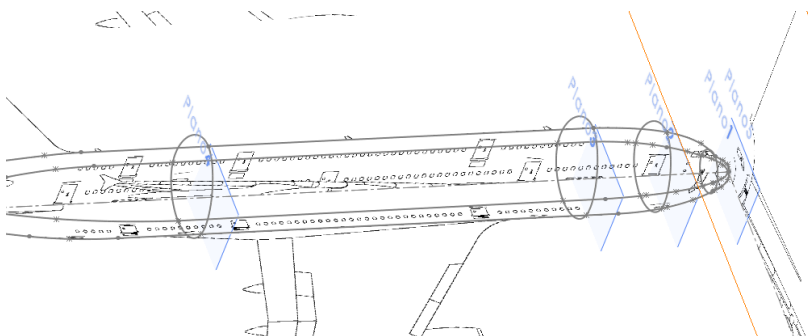


Ilustración 23: Planos paralelos

Posteriormente teniendo ya estos contornos dibujados, con la herramienta de recubrir, seleccionaríamos los contornos del fuselaje, que serían los que tendría que seguir el recubrimiento, conjuntamente con las secciones, que serían estas circunferencias entre cruzadas con el perfil del fuselaje. Teniendo que seleccionar en el panel de control tal y como se puede observar en la imagen y quedando de la siguiente manera:

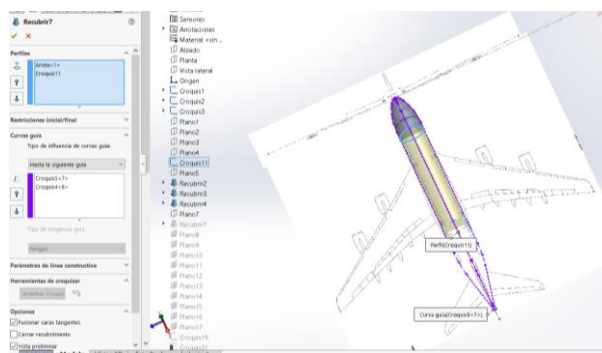


Ilustración 25: Recubrimiento del fuselaje



Ilustración 24: Resultado del recubrimiento del fuselaje

Con respecto a las alas seguiríamos el mismo procedimiento, resiguiendo primeramente el contorno de la alas y posteriormente realizando la sección de las alas, obteniendo así las líneas que tendrá que seguir el recubrimiento.

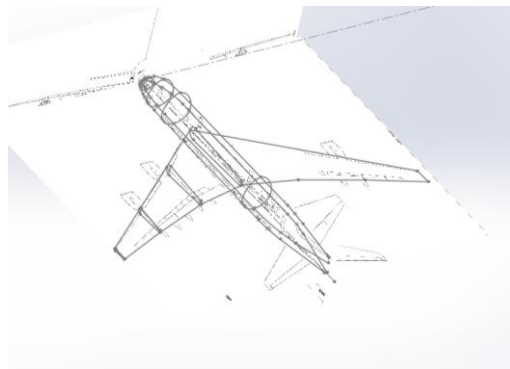


Ilustración 27: Perfil de las alas

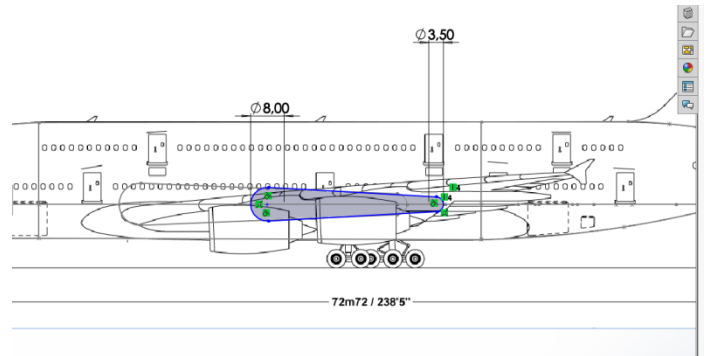


Ilustración 26: Sección de las alas

Realizando los mismos pasos anteriormente explicados con respecto al recubrimiento, pero en este caso para las alas.

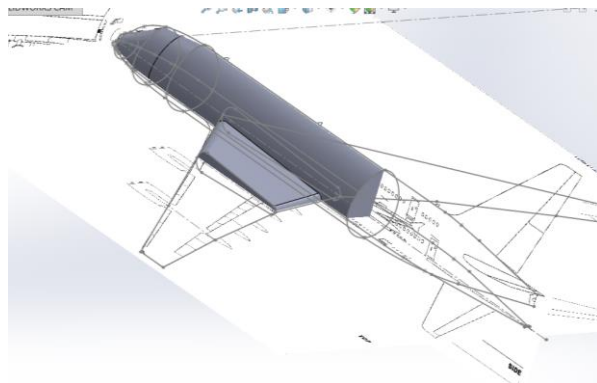


Ilustración 28: Recubrimiento del ala

Después de tener el ala de un costado del avión, mediante la operación de simetría podríamos obtener el ala del otro lado, únicamente deberíamos seleccionar las operaciones que queríamos duplicar, y un plano con respecto al cual se debería realizar esta operación.

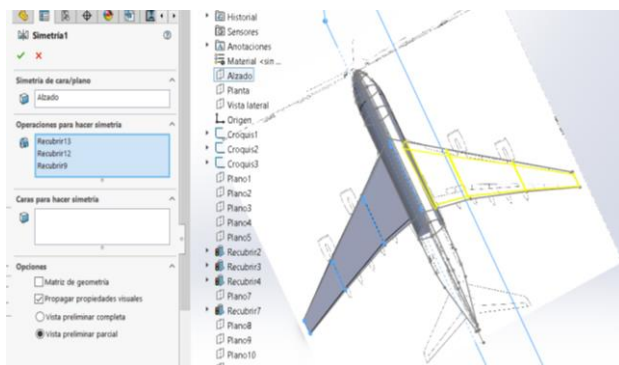


Ilustración 30: Operación de simetría del ala

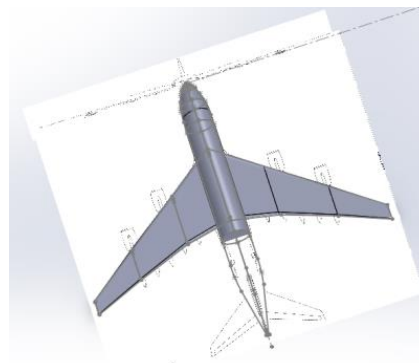


Ilustración 29: Resultado simetría

En el momento en el que ya tenemos el objeto de interés del avión realizaríamos un corte para así quedarnos tan solo con la parte que nos interesa para las simulaciones. Para poder realizar este corte deberíamos hacer previamente un plano paralelo a la planta, como sucede en este caso, en el cual croquizaríamos la superficie a recortar, las dimensiones de esta no son especialmente relevantes.

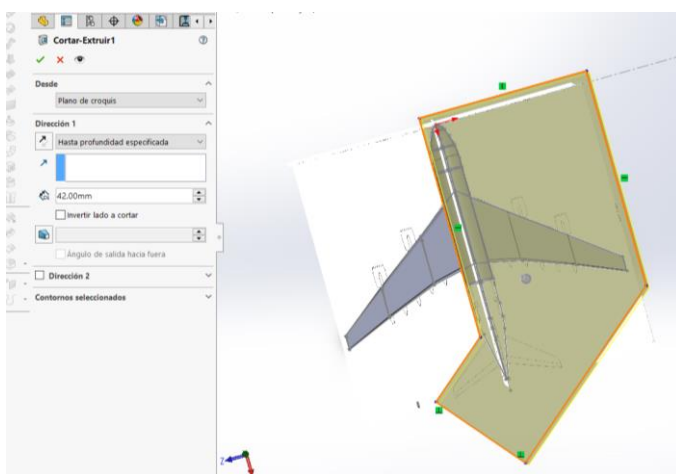


Ilustración 31: Superficie a recortar

Finalmente obtendríamos el ala de estudio en la cual deberíamos colocar un eje de coordenadas adicional, para así poder centrar bien la geometría en la simulación.

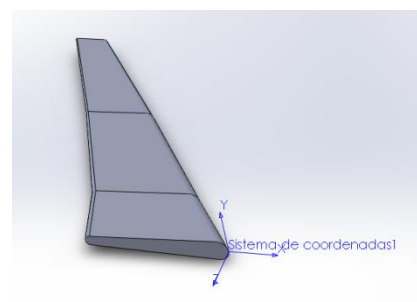


Ilustración 32: Ala 737-700

5.1.3. Geometría del ala TTBW

Para el diseño de la geometría en este caso se ha realizado algo parecido al anterior a base de recubrimientos, pero esta vez sin utilizar imágenes (planos) que nos ayudasen para emular la geometría. La manera escogida ha sido a partir de las dimensiones que se han podido encontrar y de las imágenes que hay del prototipo, ya que para este tipo de ala no se han podido encontrar planos, por el hecho de estar en desarrollo, y no estar en uso en la actualidad tal y como es este ala. Se han pasado las dimensiones reales encontradas a las de la geometría según la escala 1/136 seleccionada.

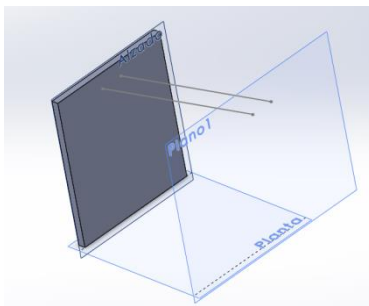


Ilustración 34: Inicio del diseño del ala TTBW

Inicialmente se ha dibujado una base de la cual saldría el ala, todo y que esta finalmente será eliminada. En esta se han proyectado dos líneas salientes a modo de guía para el primer recubrimiento. Además se han dibujado las dos secciones, las cuales deberán seguir estas líneas para el recubrimiento.

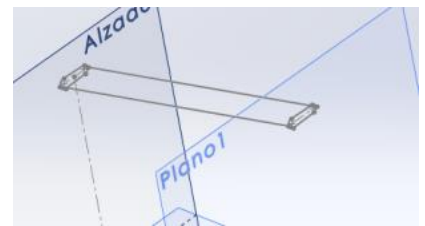


Ilustración 33: secciones del ala

A continuación se ha generado el recubrimiento seleccionando las aristas como guías, y los croquis como la forma de sección que debía tener.

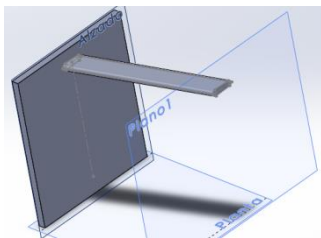


Ilustración 36: Recubrimiento de la 1 sección

Posteriormente se ha prolongado el ala siguiendo el mismo método pero realizando una disminución de la sección con un ligero cambio de ángulo a su vez, quedando de la siguiente manera:

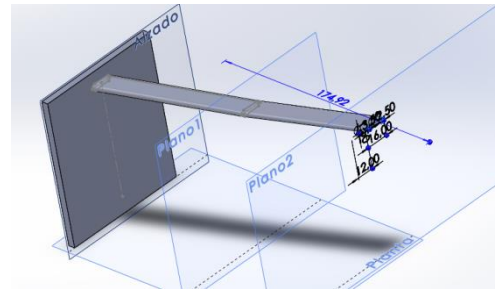


Ilustración 35: Prolongación del ala

Por último lo que faltaría para recrear el ala de la misma manera, sería el soporte que hace posible una mayor envergadura, con la relación de aspecto más elevado, de 19.6.

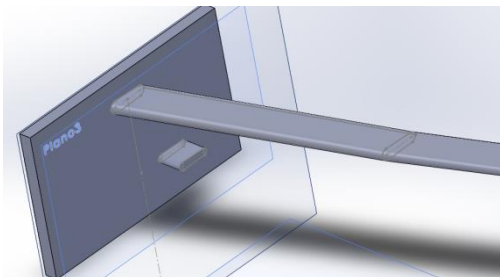


Ilustración 37: saliente del soporte

Con lo que se diseña un pequeño saliente, realizando las mismas operaciones mencionadas hasta el momento.

Finalmente se vuelven a realizar una líneas como guía, que unan el saliente con el ala principal, pudiendo generar así ese soporte, que a su vez también funciona como ala, generando así una sustentación extra. Por último en este paso, solo quedaría generar el recubrimiento final, con el que obtendríamos la geometría deseada, en este caso el extremo del recubrimiento se le indicara hasta la superficie.

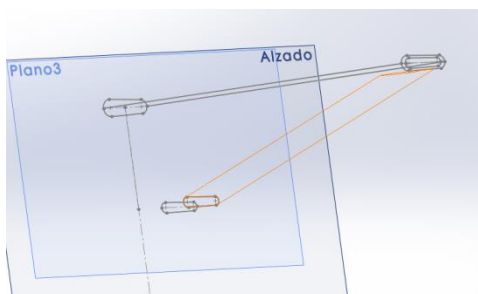


Ilustración 38: Aristas como guías

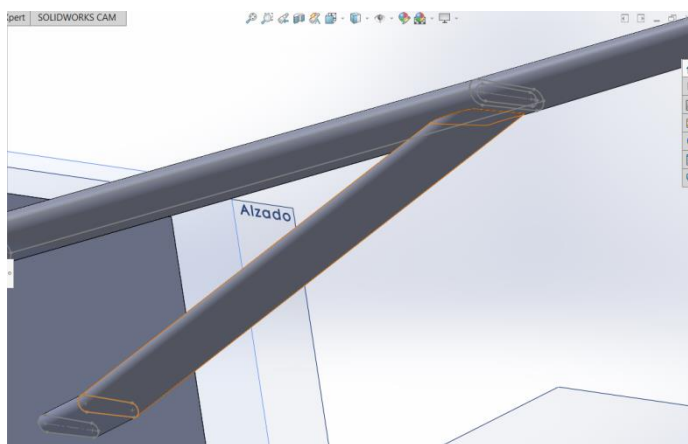


Ilustración 39: Recubrimiento soporte

El último paso como se ha mencionado al principio sería el de eliminar la plataforma de la cual hemos hecho emerger esta figura, y como en la anterior geometría el de generar un nuevo eje de coordenadas, que nos serviría para centrar la pieza de cara a la simulación.

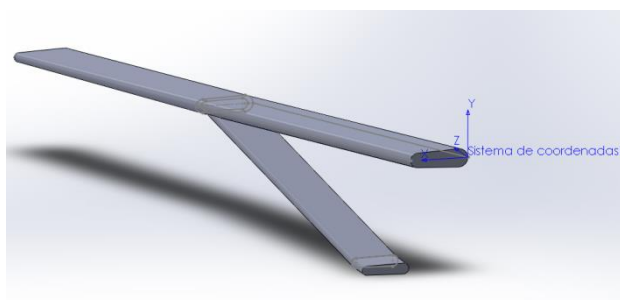


Ilustración 40: Geometría de estudio TTBW

Por lo tanto se tendrán dos archivos SLDPRT. Uno el de la construcción de la geometría del ala del Boeing 737-700, la cual es un ala simple tipo flecha y la que se puede observar en la imagen superior del avión TTBW.

5.2. Simulación en ANSYS Fluent

5.2.1. Pre-acondicionamiento de la geometría

Posteriormente a la realización de estas dos geometrías, hay todo un proceso para realizar el estudio, el cual deberá realizarse de igual manera para las dos alas, y debido a las limitaciones del túnel de viento de la universidad este se deberá repetir para diferentes velocidades ensayadas en el túnel de viento, y para la velocidad de crucero del avión, ya que el túnel de viento del cual se dispone no llega a alcanzar las velocidades de los aviones, alcanzando tan solo unos 36 m/s.

El proceso a seguir consiste en la importación de la geometría desde el SolidWorks al ANSYS, de esta forma podremos modificar el ángulo, para aplicar un ángulo de ataque de 6° para la simulación, ya que este es el ángulo que tienen los aviones en velocidad de crucero, para ello se ha de ir al menú, en “Create”, y en esta aparecen otras operaciones, entre ellas “Body Transformation”, de la cual se

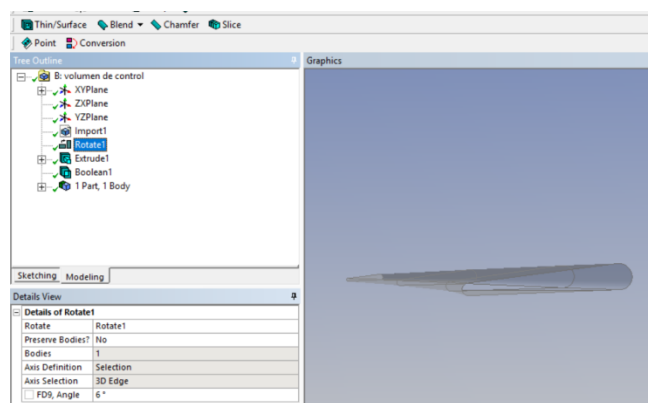


Ilustración 41: Rotación de la geometría

despliegan varias, entre las cuales se selecciona “Rotate”. En consecuencia se deberá generar una geometría alrededor del ala, que está simularía así el área del túnel de viento en la cual podemos trabajar, y donde se generan y se pueden realizar las mediciones de los fenómenos a estudiar. Esta área se genera para poder aplicar el consecuente mallado. Se ha de generar una geometría adecuada alrededor del perfil alar, que será la bolsa de aire que rodeará el perfil. Posteriormente se aplicará la operación Booleana de sustracción del sólido de la zona denominada como bolsa de aire.

Para poder realizar estas operaciones primeramente se ha de construir la bolsa de aire. Pero en ese momento la duda que ocurre es, de qué dimensiones ha de ser. Pues bien, estas se encuentran bastante generalizadas en función del estudio a realizar, como en nuestro caso se ha de hacer una simulación en el Túnel de viento para verificar los resultados, esta área deberá tener las mismas dimensiones que la del túnel de la universidad, la cual es de 305x305x600 mm.

La idea de generar este volumen de control, es que haya suficiente anchura para que las paredes estén lo suficientemente separadas de la pieza y de esta forma no afecten a la geometría y por lo tanto a los resultados que se puedan obtener de la simulación.

Para crear este volumen de control, en el “DesignModeler” encontraremos la herramienta “Sketching”, la cual tiene diversas herramientas de dibujo para poder obtener el volumen deseado.

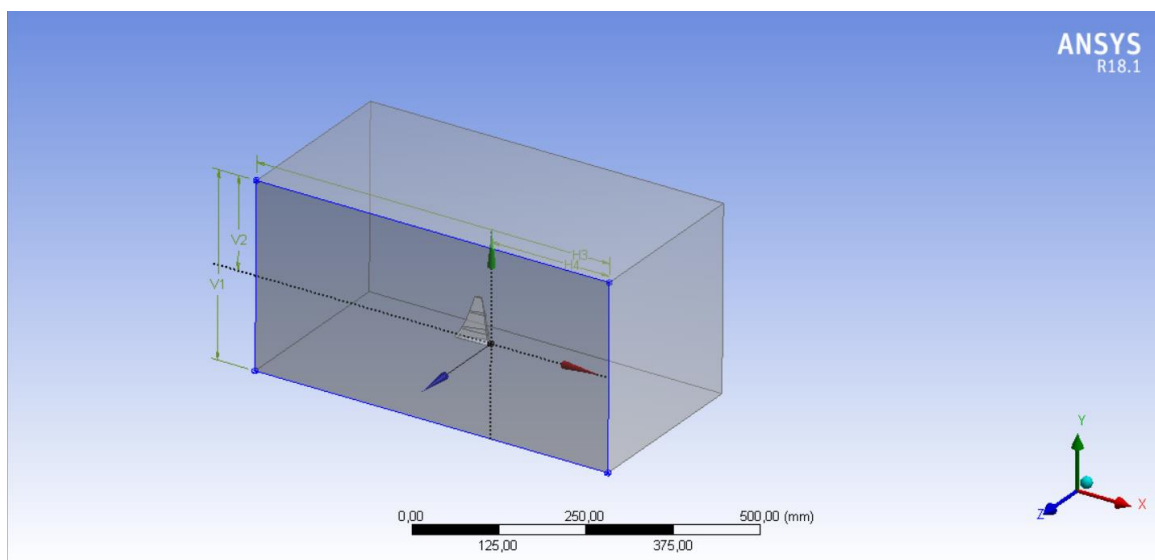


Ilustración 42: Volumen de control

La acción posterior a este paso es la mencionada anteriormente de extraer la geometría, mediante el método de “Boolean”, lo que permite dejar una geometría final en la que se tiene un “túnel de viento” en su totalidad excepto en la zona en la cual se ha substraído la geometría. Esa zona ahora es como si estuviese vacía. Dicha superficie será tratada como el “wall_wing”, es decir, el objeto de estudio que se coloca en el interior del túnel.

5.2.2. Mallado

En este punto nos encontramos en el momento crítico del trabajo, es de gran importancia hacer un buen mallado, de la misma manera que también es muy importante predeterminar unas condiciones de contorno convenientes para que la simulación logre unos resultados fiables.

Una vez ya se han preparado correctamente las geometrías, se puede acceder al apartado de “Mesh”, en donde podemos modificar los parámetros de mallado para optimizar el método con el que se obtienen los resultados, y a su vez simplificar al máximo la malla para aligerar el tiempo de los cálculos.

La idea principal de este apartado es elegir adecuadamente entre la calidad de la malla y la eficiencia de esta. Como es sabido, uno de los principales problemas de emplear un programa de simulación es la capacidad computacional de la que se dispone en función del ordenador de cada uno. Por ello elegir una malla especialmente buena en cuanto a los elementos nodales y sus dimensiones en general podría ser un error, ya que las simulaciones de esta podrían tardar un tiempo excesivo, en el caso de que el ordenador fuese capaz de llevarla a fin.

Además se ha de tener en cuenta que a partir de una cierta calidad de mallado, los resultados que se obtienen no mejoran lo suficiente como para tener en cuenta esas variaciones, en contraposición al aumento del tiempo de cálculo, ya que este sí que aumenta notablemente.

Por este motivo y siguiendo estos parámetros, se intenta optimizar la malla teniendo en cuenta que los resultados obtenidos sean lo suficientemente buenos, a la vez que el mejorar la malla no suponga un aumento exponencial de estos resultados, ya que eso implicaría un aumento descomunal también del tiempo de cálculo, y estos no tienen por qué tener una relevancia tan importante como para el exceso de tiempo que conllevarían.

5.2.2.1. Default mesh

En la pantalla principal, se pueden ver los detalles básicos del mallado. Incluso, se puede realizar un mallado por defecto, sin manipular ninguna característica. En este caso, el propio programa realiza un mallado con las condiciones establecidas por defecto, con las que él considera suficiente.

Con una simple ojeada podemos observar como el mallado es demasiado ancho, el cual con un gradiente

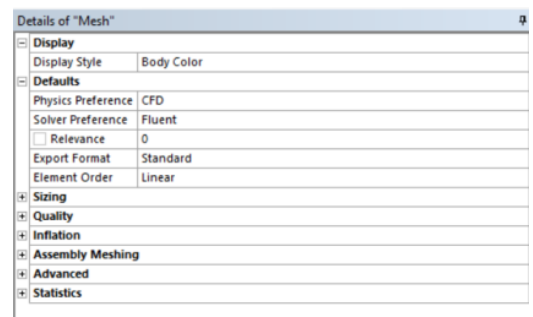


Ilustración 43: Pantalla principal

demasiado grande, disminuye el volumen de los nodos a medida que se aproxima a los contornos del perfil.

En la tabla de “Details of Mesh”, en la ilustración 12, se pueden observar las principales características que presenta este mallado, como en “Sizing” donde se pueden observar el máximo y mínimo tamaño de mallado, o en “Statistics” donde se pueden ver el número de nodos y elementos que se han generado para esta malla por defecto.

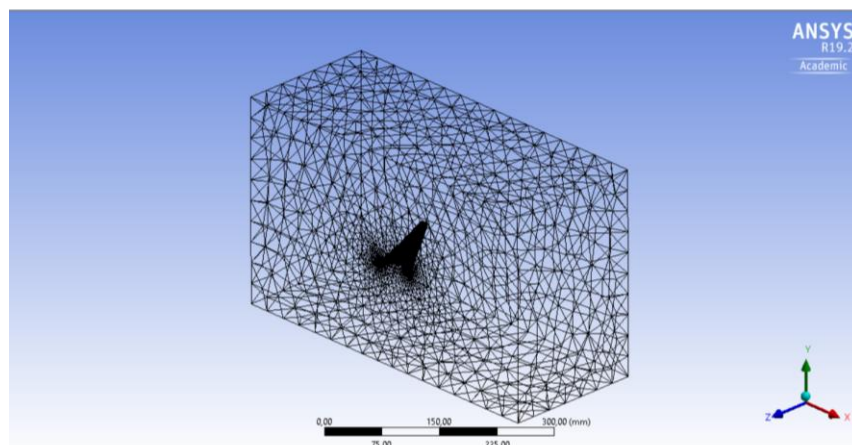


Ilustración 44: Mallado por defecto

5.2.2.2. Details of sizing

En el apartado de “Sizing” se pueden variar las características predeterminadas del mallado para realizarlo según nos convenga en función del estudio y la pieza.

Sizing	
Size Function	Proximity and Curvature
Relevance Center	Fine
Transition	Slow
Span Angle Center	Fine
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18,0 °)
<input type="checkbox"/> Num Cells Across Gap	Default (3)
Proximity Size Function Sources	Faces and Edges
<input type="checkbox"/> Min Size	Default (1,0788e-004 m)
<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (1,0788e-004 m)
<input type="checkbox"/> Max Face Size	Default (1,0788e-002 m)
<input type="checkbox"/> Max Tet Size	Default (2,1575e-002 m)
<input type="checkbox"/> Growth Rate	1,20
Automatic Mesh Based Defeaturing	On
<input type="checkbox"/> Defeature Size	Default (5,3938e-005 m)
Minimum Edge Length	1,5273e-003 m

Ilustración 45: Details of Sizing

En el primer apartado tenemos el “Size Function”, esta función nos permite utilizar cuatro opciones, que por defecto queda marcada la de curvatura. A pesar de que en la mayoría de casos se va a priorizar utilizar la opción de mallado por “Proximity and Curvature”.

El “Relevance Center” modifica todos los tamaños y el ratio de crecimiento.

El apartado “Transition” modifica los mallados con diferentes métodos para la forma de los nodos.

En cuanto a los valores del tamaño máximo y mínimo estos se modificarán manualmente. Estos valores se modificarán en función de la calidad de la malla.

Finalmente tenemos el “Growth Rate”, este es un valor que tiene que ver con el tamaño de crecimiento de los nodos, es un valor que establecemos nosotros y el cual se encuentra bastante predeterminado en 1.20 para este tipo de estudio.

5.2.2.3. Insert Sizing

A pesar de que el tamaño creado por el primer refinamiento pueda parecer bastante bueno, la idea de obtener una buena malla es optimizar el rendimiento del ordenador en cuanto al cálculo, de manera que las zonas que se alejan del perfil, al no ser de especial interés en el estudio, pueden ser algo más gruesas.

Por lo que para ello, pondremos la opción de “Insert Sizing”.

En este apartado aprovecharemos los “Named Selection”, generados anteriormente para seleccionar toda la geometría de la malla y así definir un tamaño máximo de nodos en ellas de forma individual.

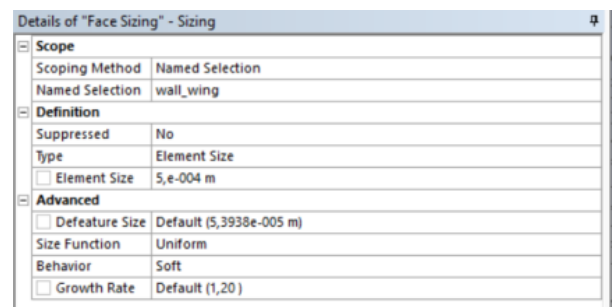


Ilustración 46: Details of "Face Sizing"

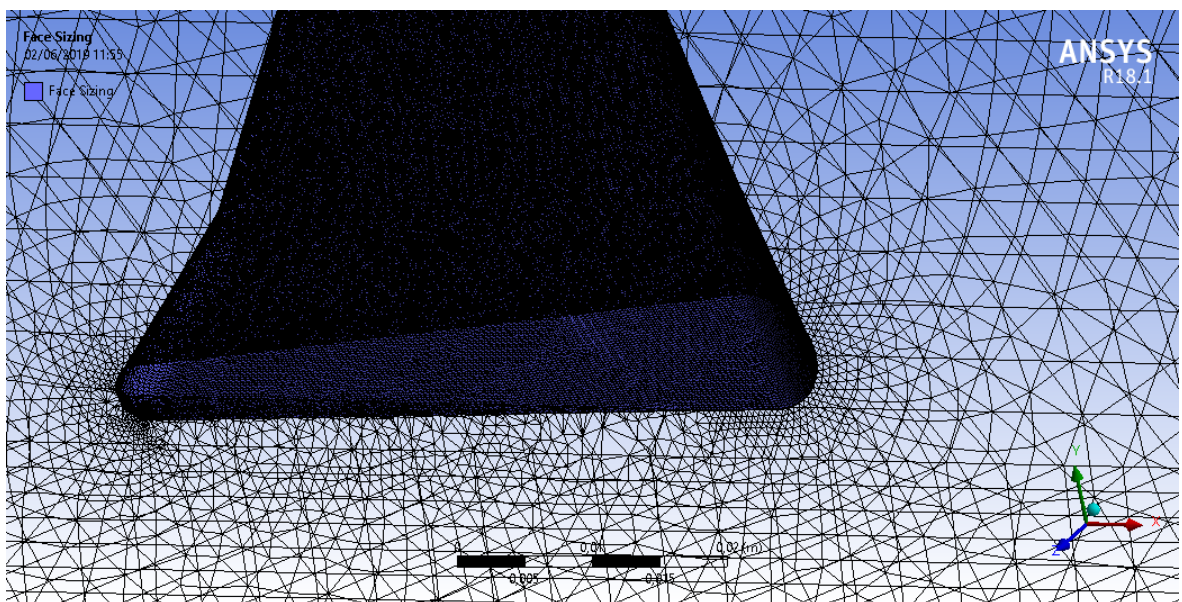


Ilustración 47: Zona superficial de la Geometría

5.2.2.4. Inflation

Una vez mejorada la superficie de la geometría, se comienza a mejorar la zona que envuelve a ésta. Para ello el mejor método y además el más sencillo, es mediante un “Inflation”.

Primeramente debemos insertar un “inflation”, para después introducir el “named selection” de la superficie del perfil a estudiar (denominado “Wall_wing”) en el “Boundary”, a continuación se podría aplicar el “inflation” por defecto del programa alrededor de la superficie. Pero para nuestro estudio eso no sería suficiente ya que los parámetros de “Number of Layers”, “Growth Rate” y “Maximum Thickness”, los hemos establecido mediante unos cálculos realizados con el siguiente Excel.

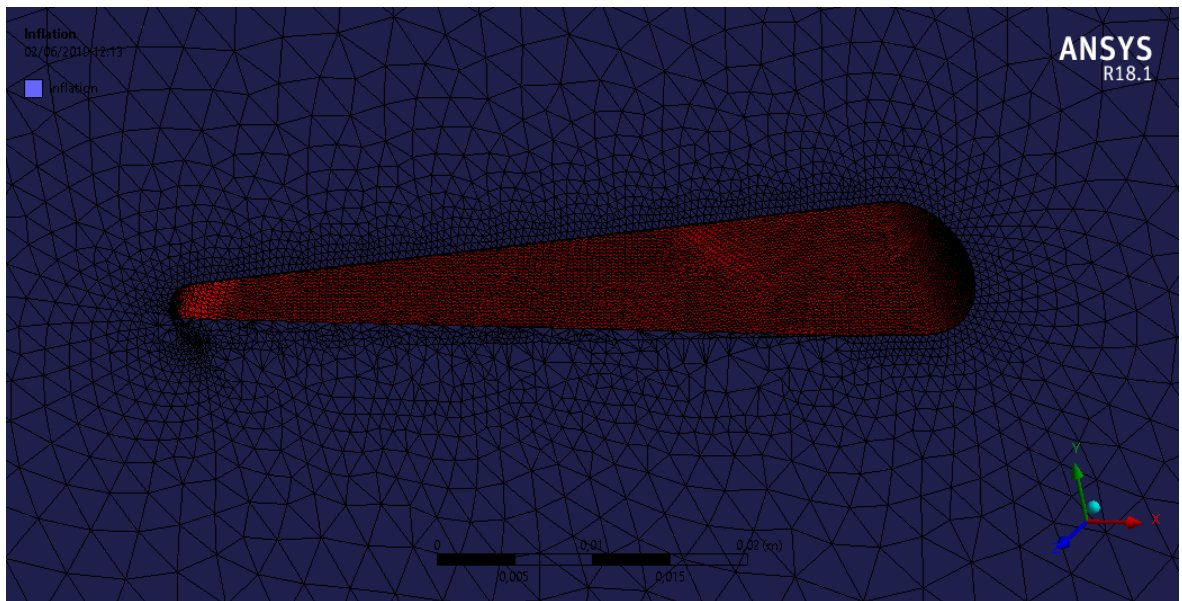
Details of "Inflation" - Inflation	
Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Body
Definition	
Suppressed	No
Boundary Scoping Method	Named Selections
Boundary	wall_wing
Inflation Option	Total Thickness
<input type="checkbox"/> Number of Layers	5
<input type="checkbox"/> Growth Rate	1,2
<input type="checkbox"/> Maximum Thickness	7,5e-005 m
Inflation Algorithm	Post

Ilustración 48: Inflation

Determinación de la distancia de la primera celda de la “boundary layer”, para obtener una y^+ determinada
Hydrodyna

	WF		
TEORIA	Placa plana		
Velocidad infinita	Ue	36	m/s
densidad	ro	1.225	kg/m3
viscosidad dinámica	mu	1.79E-05	Pa s
viscosidad cinemática	nu	1.46073E-05	m2/s
longitud característica	L	0.12	m
Reynolds	Re	2.89E+05	-
skin friction coefficient (placa plana)	cf/2	0.002903327	-
Coeficiente de corrección placa plana		1	-
skin friction coefficient	cf/2	0.002903327	-
velocidad de fricción	uf	1.939771217	m/s
coeficiente y^+	y^+	5	-
distancia primera celda (Gambit a/2)	y	3.76522E-05	m
distancia primera celda (Gambit a)	2y	7.53045E-05	m
Boundary layer thickness		3.62E-03	m

Ilustración 49: Tabla cálculos inflation



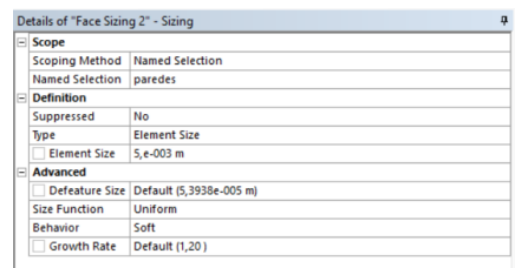
Il·lustració 50: Inflation

En esta imagen podemos observar como alrededor del ala se ha generado un mallado superficial más fino. Con lo que este será más conveniente para realizar un cálculo con más exactitud cerca de la capa límite.

5.2.2.5. Insert sizing 2

Esta última mejora de la malla se basa en la misma que la primera, pero en cambio de realizarla en la geometría de estudio, se centra en la mejora de las paredes del volumen de control.

Para ello, se aprovecha de igual manera la herramienta de “Insert sizing”. En este caso en donde antes hemos seleccionado Named Selection, en este lo hacemos de igual forma pero seleccionando las “paredes”, en lugar de “Wall_wing”.



Il·lustració 51: Face Sizing 2

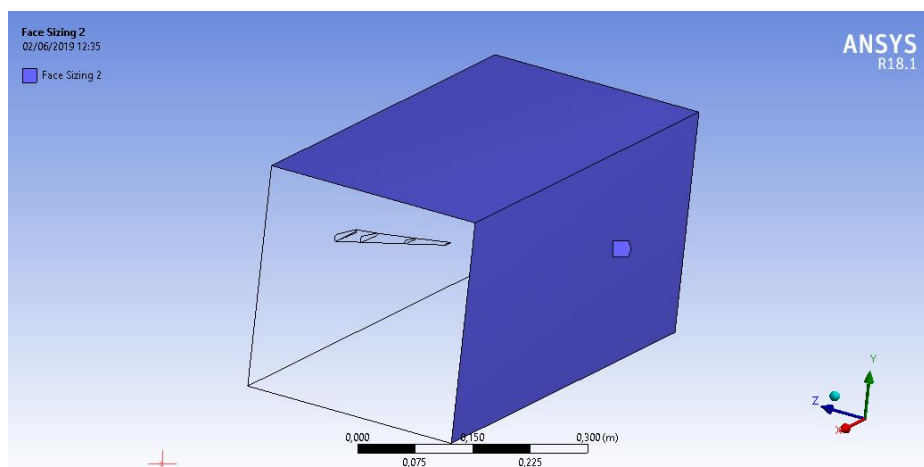


Ilustración 52: Paredes para el Face Sizing 2

5.2.2.6. Estudio de mallado

Teniendo ya todos estos parámetros definidos, podemos modificar rápidamente nuestra malla para ir probando diferentes mallados, con la finalidad de encontrar el óptimo para nuestro estudio.

Todo y que los valores iniciales de los elementos y los nodos sean buenos, un mallado se considera bueno si cumple con ciertos criterios, entre los cuales se encuentra tener un cierto nivel de elementos y nodos. Ya que en función de estos hay ciertas variaciones en los resultados.

	Nº de elementos y nodos	C_L
Mallado 1, Face sizing: 0.00075	1551723 elementos y 339253 nodos	0.0131903
Mallado 2, Face sizing: 0.0005	2438475 elementos y 590371 nodos	0.0131235
Mallado 3, Face sizing: 0.00025	3387265 elementos y 753149 nodos	0.0131326

A partir de estos resultados podemos ver que no hay grandes variaciones del C_L , por lo que se decide optar por el segundo mallado.

Además también hay una función que te permite saber la calidad (“Mesh Metric” en “Quality”) llamada “Skewness”.

Quality	
Check Mesh Qua...	Yes, Errors
<input type="checkbox"/> Target Skewn...	Default (0.900000)
Smoothing	High
Mesh Metric	Skewness
<input type="checkbox"/> Min	2,2185e-011
<input type="checkbox"/> Max	0,99999
<input type="checkbox"/> Average	0,21252
<input type="checkbox"/> Standard Devi...	0,13138

Ilustración 53: Skewness

Donde la calidad de las celdas viene dada por la siguiente clasificación:

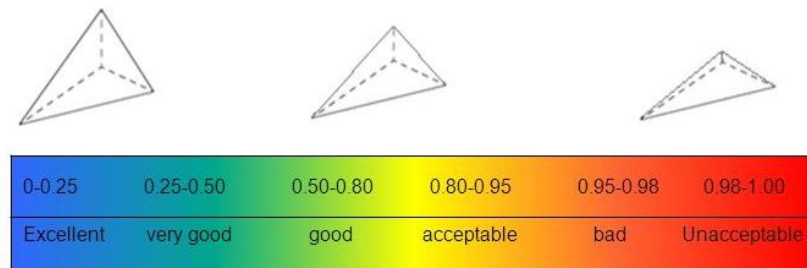


Ilustración 54: Definición de la calidad de malla según Skewness

Como se ha podido ver se tiene una media de 0.21, lo que indica que es bastante bueno, todo y que haya un máximo en un valor de 0.99, se puede aceptar, ya que la distribución se acerca bastante a excelente, lo que significa que hay muy pocos elementos con una calidad de malla mala, y la mayoría por encima de la calidad buena, tal y como se puede ver en la siguiente imagen:

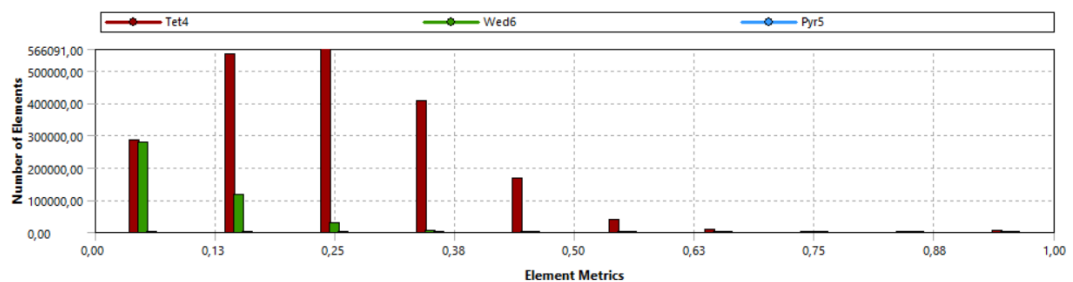


Ilustración 55: Distribución del tamaño de los nodos

Después de ver como se ha refinado la malla se puede decir que los valores elegidos para las simulaciones principales serán los siguientes:

- ❖ Face sizing 1: 0.0005 m
- ❖ Inflation: 0.000075 m
- ❖ Face sizing 2: 0.005 m

5.2.3. Condiciones de contorno – “SetUp”

Después del mallado, está es una de las partes más importantes, incluso al mismo nivel que el mallado, ya que una correcta elección de las condiciones de contorno serán lo que haga que los resultados obtenidos sean correctos, de lo contrario una confusión con estas condiciones significaría la obtención de resultados sin ningún sentido.

En este punto se van a definir cuidadosamente las condiciones relacionadas con la geometría y el fluido que la rodea.

5.2.3.1. Inicialización del SetUp

Primeramente debemos entrar en el modo SetUp a través de ANSYS Workbench, en este apartado es donde debemos configurarlo según nuestro ordenador para así optimizar el tiempo de cálculo, y así aprovechar la totalidad de la capacidad del procesador, según los núcleos que tenga. De esta manera acortamos el tiempo que tardará el ordenador en resolver la simulación. Para el caso de este proyecto la configuración es la que se puede ver en la imagen:

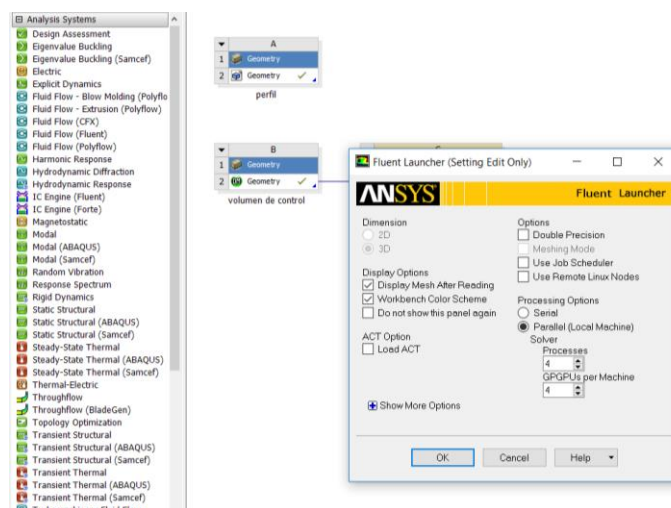


Ilustración 56: Configuración inicial

5.2.3.2. Aspectos generales

En el siguiente punto deberemos asegurarnos que las condiciones generales en las que se va a realizar la simulación son las preseleccionadas, para este caso, las siguientes:

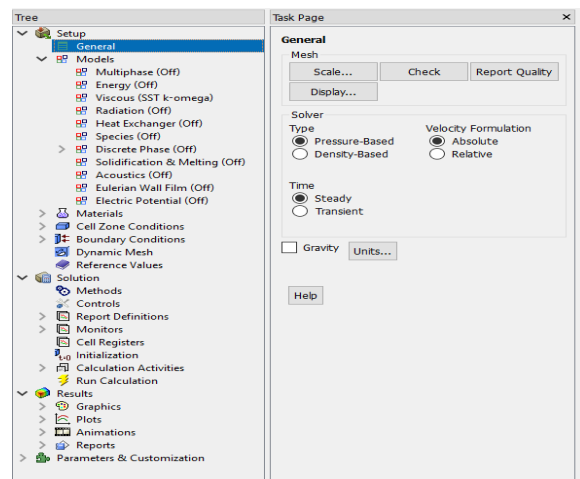


Ilustración 57: Aspectos generales

5.2.3.3. Modelo de la simulación

Inicialmente por defecto en el programa nos aparecerá como un modelo laminar, cosa que no se ajusta a la simulación de este trabajo. Por lo contrario deberemos modificarlo a K-omega, SST, habiendo seleccionado “Curvature Correction” y “Production Limiter”, por lo demás los valores de “Model Constants” aparecen correctamente.

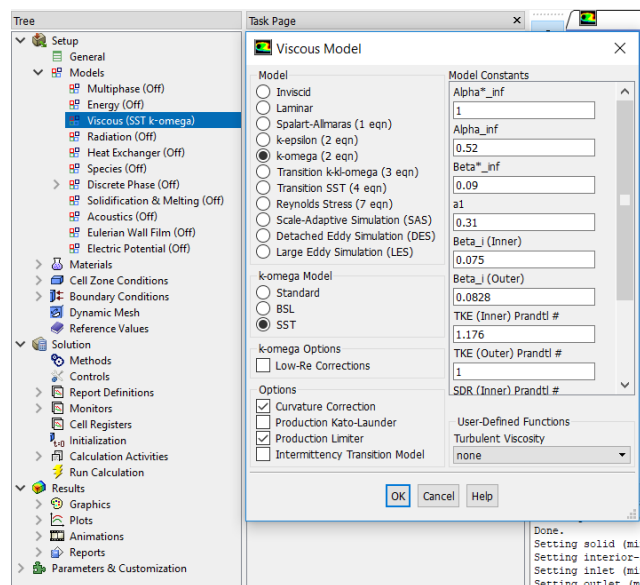


Ilustración 58: Modelo de k-Omega

5.2.3.4. Fluido de la simulación

Como ya se ha mencionado anteriormente, el estudio consiste en cómo afecta un fluido al pasar alrededor de un cuerpo, como se está tratando de aviones el flujo más lógico por lo tanto es el aire, el cual ya viene por defecto, por otro lado el material de la geometría de estudio no es de especial relevancia ya que en este estudio se está mirando cómo afecta en lo que es la forma, y no ha relación entre la conductividad o la resistencia del material.

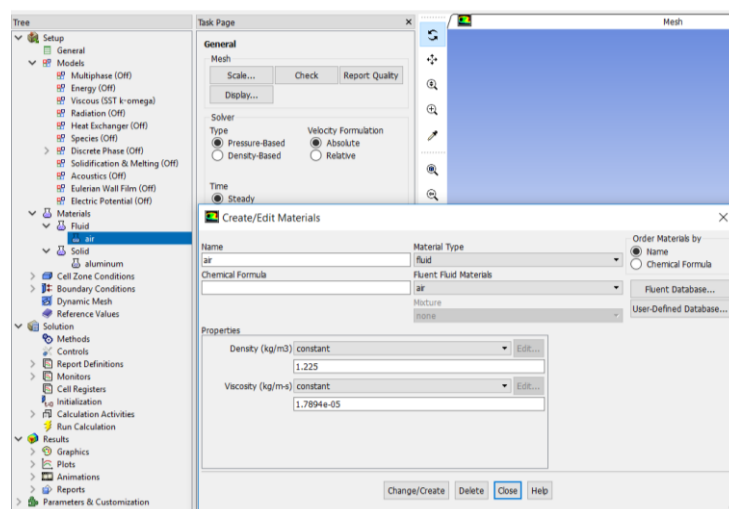


Ilustración 59: Materiales de estudio

5.2.3.5. Boundary Conditions

Para el siguiente estudio únicamente habrá dos parámetros a introducir, entre los que solo se modificara uno de ellos para el estudio, estos son la presión a la salida, y la velocidad a la entrada. Obviamente la que se verá alterada será la velocidad, para crear las diferentes simulaciones a diferentes velocidades, que son las empleadas en el túnel de viento y la velocidad de crucero del avión.

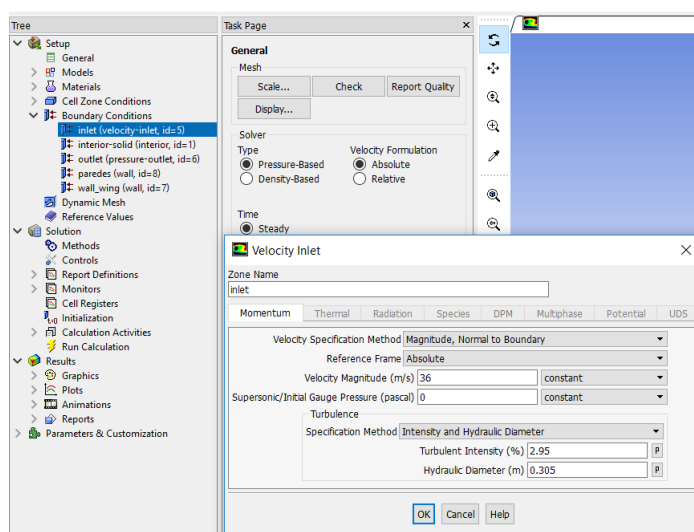


Ilustración 60: Velocidad de entrada

Por otro lado se ha de modificar el parámetro de “Specification Method”, ya que al tratarse de un túnel de viento, este presenta diferentes parámetros como la intensidad de turbulencia y el diámetro hidráulico.

Para poder calcular estos aspectos se han de tener en cuenta diversos parámetros como la densidad, la viscosidad absoluta y el Re, entre otros.

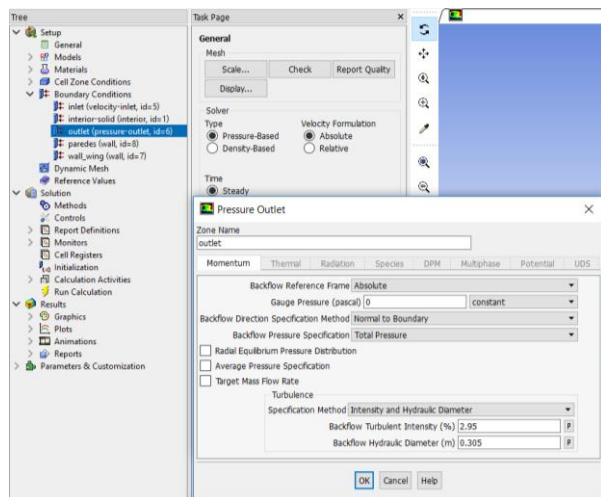


Ilustración 61: Presión de salida

Calculo del diámetro equivalente:

$$d_{equiv} = \frac{4 * A}{P} = \frac{4 * (305 * 305)}{4 * 305} = 305 \text{ mm}$$

Dónde:

A → Es el área

P → Es el perímetro

$$\rho = 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\mu = 1.8 \cdot 10^{-5} \frac{\text{N} \cdot \text{s}}{\text{m}^2}$$

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot D}{\mu}$$

Para la velocidad máxima del túnel de viento 36m/s:

$$Re = \frac{1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 36 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot 0.305 \text{ m}}{1.8 \cdot 10^{-5} \frac{\text{N} \cdot \text{s}}{\text{m}^2}} = 747250$$

$$I = \frac{u'}{u_{avg}} = 0.16 (Re_{DH})^{-\frac{1}{8}}$$

$$I = 0.16(747250)^{-\frac{1}{8}} = 0.0295 = \mathbf{2.95 \%}$$

Para la velocidad del avión en velocidad de crucero a 275 m/s:

$$Re = \frac{1.225 \frac{kg}{m^3} \cdot \frac{275m}{s} \cdot 0.305 m}{1.8 \cdot 10^{-5} \frac{N \cdot s}{m^2}} = \mathbf{5708159.722}$$

$$I = \frac{u'}{u_{avg}} = 0.16(Re_{DH})^{-\frac{1}{8}}$$

$$I = 0.16(5708159.722)^{-\frac{1}{8}} = 0.0228 = \mathbf{2.28 \%}$$

Sin embargo por lo que respecta a las paredes del túnel de viento, los parametros no se modifican, quedando de la siguiente manera

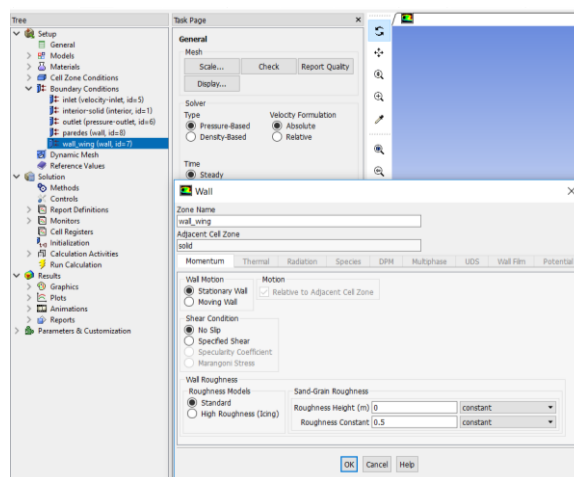


Ilustración 62: Parámetros de las paredes

5.2.3.6. Valores de referencia

Estos son aquellos valores con los que el programa realizara los cálculos, en esta pestaña se tienen en cuenta el área proyectada por el ala, la densidad del aire, la cuerda media, la temperatura, viscosidad, etc.

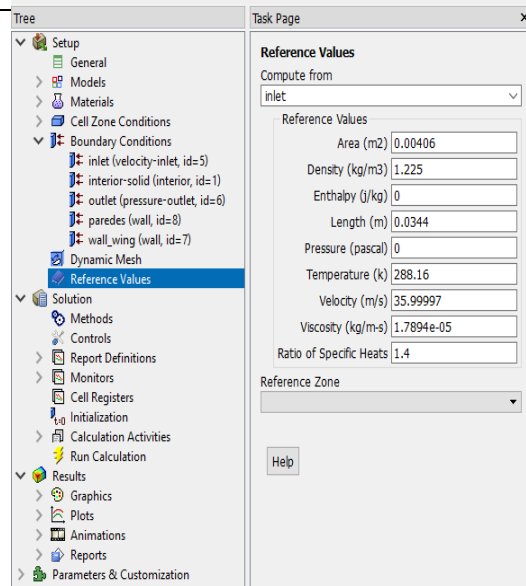


Ilustración 63: Reference Values

5.2.3.7. Solution Methods

En este apartado se tienen en cuenta las operaciones a seguir para realizar los cálculos, es decir, las operaciones que realizan las iteraciones, modificando los parámetros de “Spatial Discretization”.

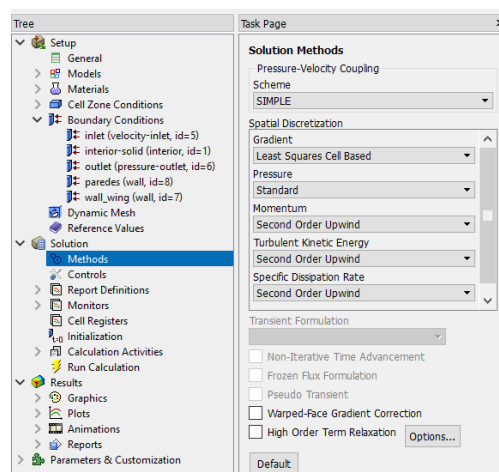
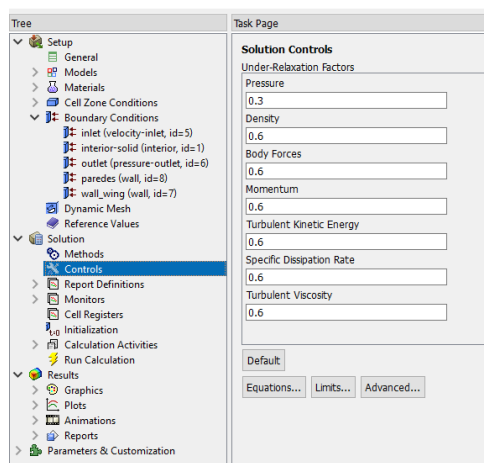


Ilustración 64: Solution Methods

5.2.3.8. Solution Controls

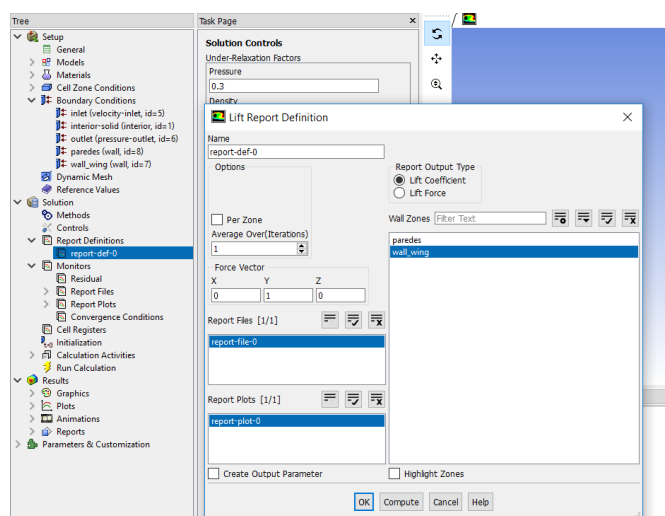
Estos valores nos permiten alterar en cierta parte el estudio, suavizando o no los efectos que suceden en el interior del túnel en función de los valores de referencia y el método de cálculo, de manera que cuanto más bajos sean más alterada y suavizada se encuentra la simulación. Los valores mínimos establecidos para dar como buena una simulación se sitúa en torno a 0.6.



Il·lustració 65: Solution Controls

5.2.3.9. Report Definitions

Esta es una útil aplicación del programa para representar graficas o guardar ficheros con los datos de la simulación. Para la simulación llevada a cabo resulta muy útil graficar una gráfica con los valores de Lift y así poder observar su convergencia.



Il·lustració 66: Report Definitions

5.2.3.10. Run Calculation

El “Run Calculation” es lo que nos deja iniciar la simulación o mejor dicho iniciar los cálculos, además nos permite establecer un número de iteraciones, para en el caso de que no haya convergido, esta pare al llegar al número introducido de iteraciones, por ejemplo 10000.

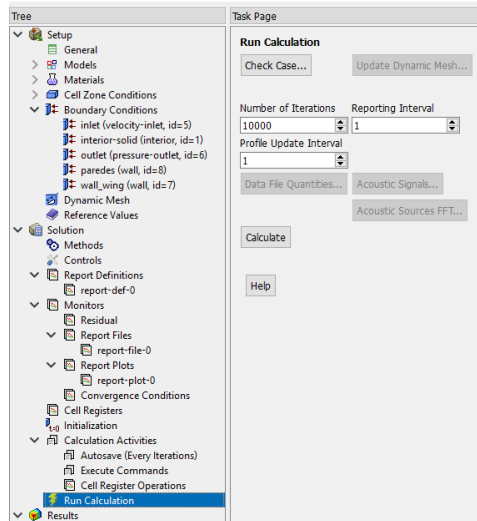


Ilustración 67: Run Calculation

5.2.3.11. Gráficas de resultados

Estas dos ventanas nos permiten ver cómo evoluciona la simulación, y si convergen, la que podemos ver en primer lugar es una gráfica que sale por defecto de los valores residuales. En segundo lugar nos aparece la gráfica configurada anteriormente con el “Report Definitions”.

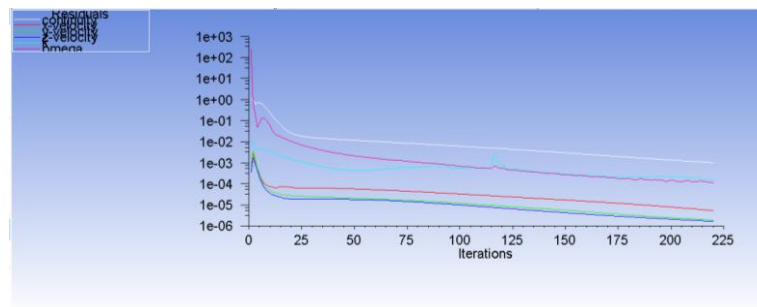


Ilustración 68: Residuales escalados

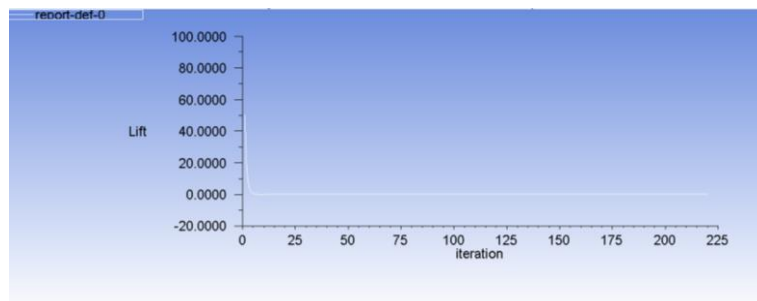


Ilustración 69: Gráfica del Lift

5.3. Resultados de las simulaciones en ANSYS

5.3.1. Ala 737-700

5.3.1.1. Ala 737-700 a 36 m/s

Las siguientes imágenes pertenecen a la simulación mediante ANSYS de las alas de avión del Boeing 737-700 a escala 1/136, se ha de tener en cuenta que estos resultados son obtenidos con una velocidad de 36 m/s, que teniendo en cuenta las velocidades a las que vuelan los aviones, se puede afirmar que es una velocidad muy baja, dándonos por ello un coeficiente de lift bastante bajo de un valor de 0.013.

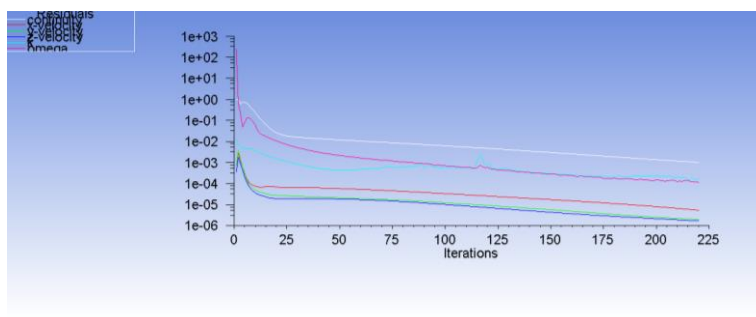


Ilustración 70: Residuales del 737-700 a 36m/s

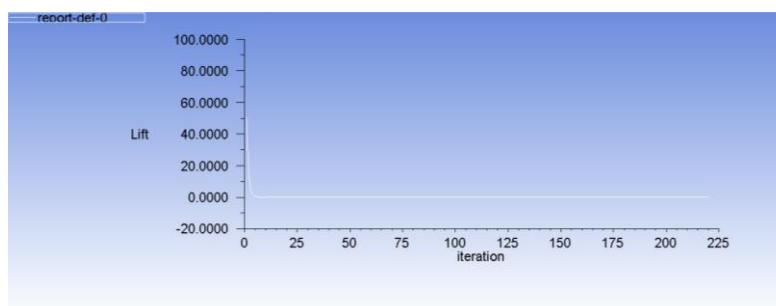


Ilustración 71: Convergencia del 737-700 a 36m/s

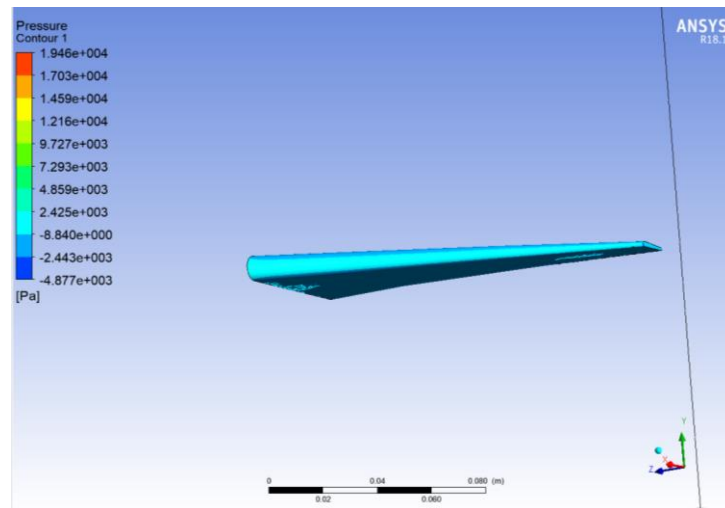


Ilustración 72: Presiones en el ala 737-700 a 36m/s

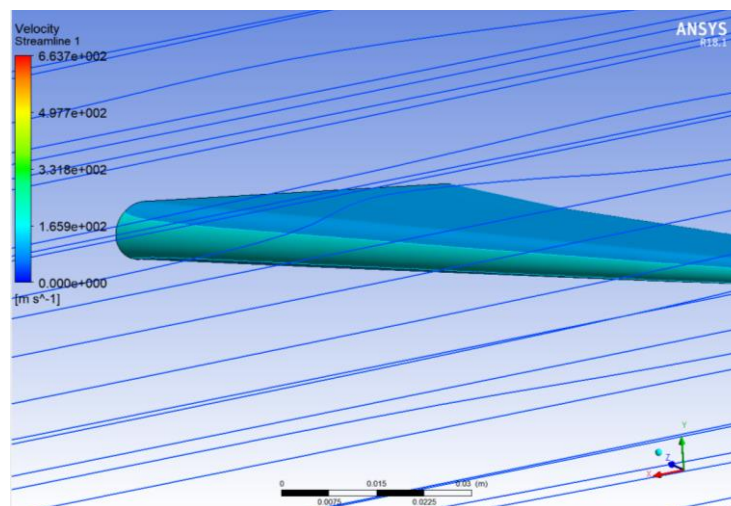


Ilustración 73: Velocidades alrededor del ala 737-700 a 36 m/s

5.3.1.2. Ala 737-700 a 275 m/s

Por otro lado podemos observar como con la misma ala al aumentar la velocidad a un valor semejante a la velocidad de vuelo de los aviones, 275 m/s, apreciamos como el valor del lift aumenta a un 0.2 mucho más considerable, hay que tener en cuenta que se trata de un área de proyección muy pequeña en los 4 estudios aquí presentados, estamos hablando de 0.004060 m^2 .

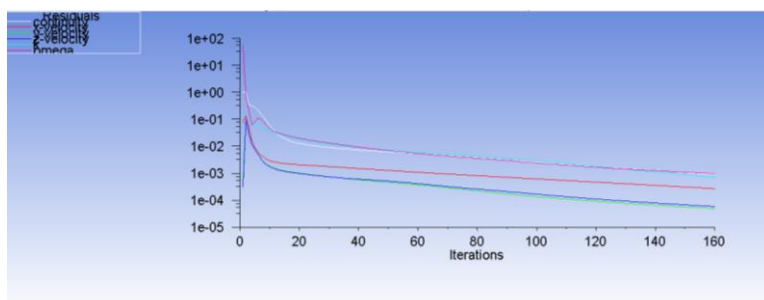


Ilustración 74: Residuals ala 737-700 a 275 m/s

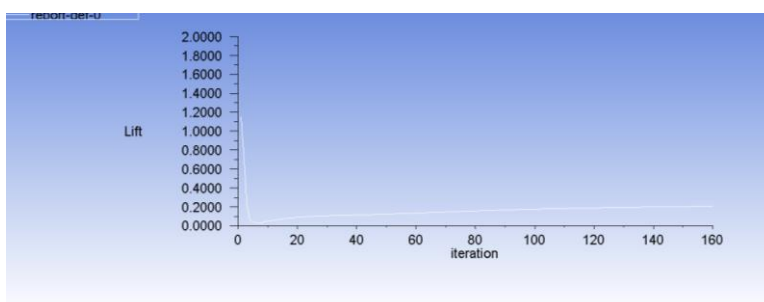


Ilustración 75: Convergencia del lift del ala 737-700 a 275 m/s

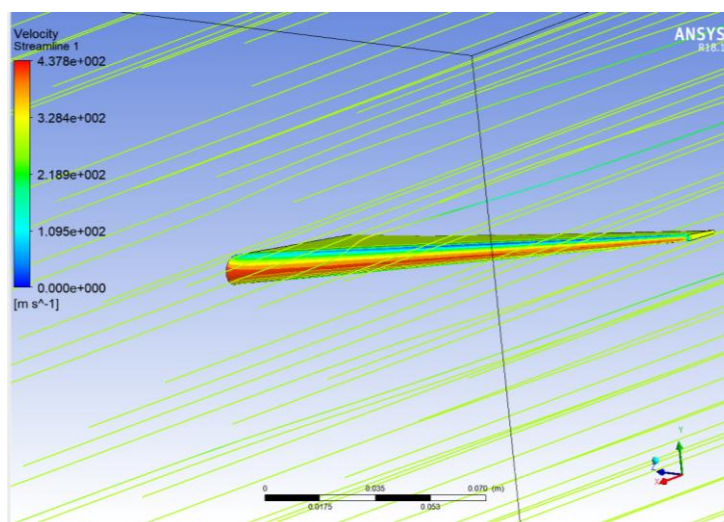


Ilustración 76: Velocidades del ala 737-700 a 275 m/s

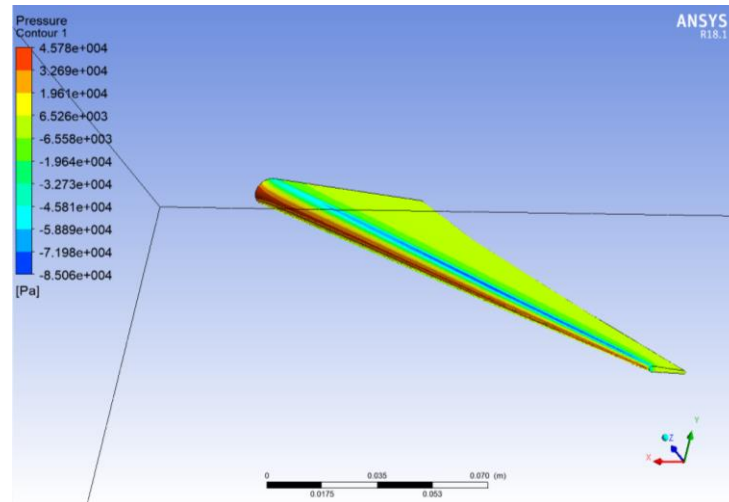


Ilustración 77: Presiones del ala 737-700 a 275 m/s

5.3.2. Ala TTBW

5.3.2.1. Ala TTBW a 36 m/s

Por lo que respecta al estudio de las alas de TTBW podemos notar un ligero aumento del coeficiente de lift, tal y como se puede ver en las imágenes de presión y velocidad, en este estudio a 36 m/s se observa un incremento de estas sobre el ala y las líneas de velocidad alrededor. Lo que indica un síntoma positivo por el motivo principal de este proyecto.

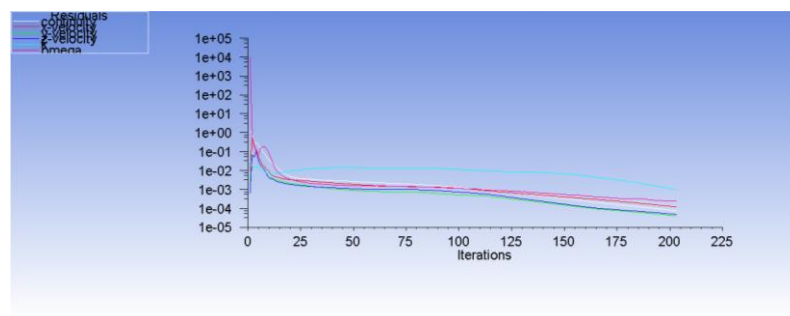
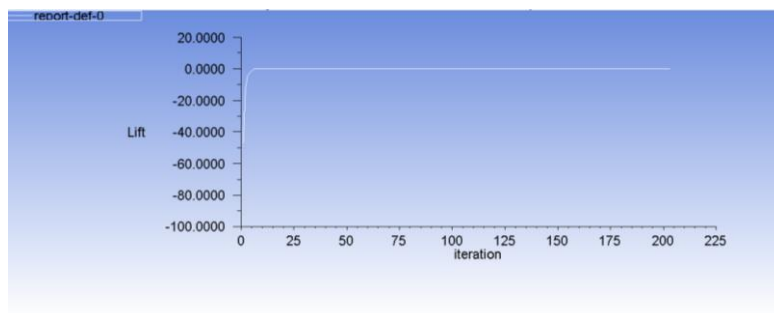
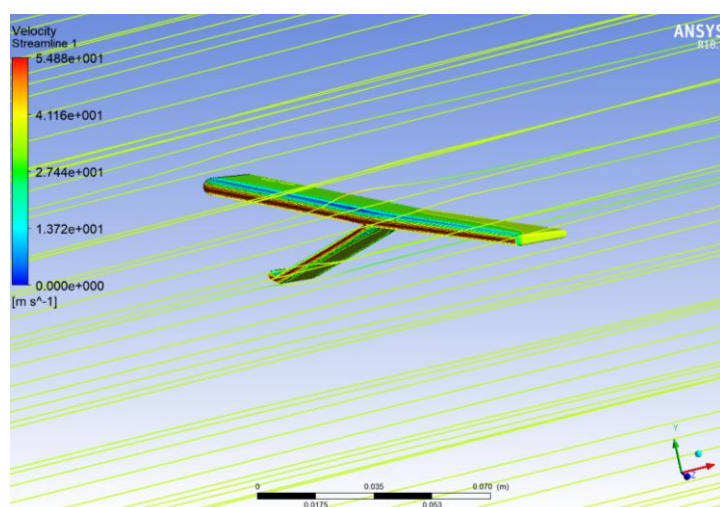


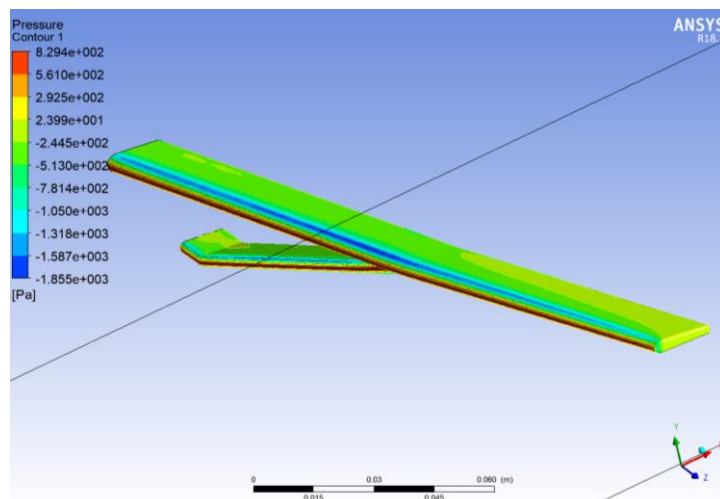
Ilustración 78: Residuales del ala TTBW a 36 m/s



Il·lustració 79: Convergència del ala TTBW a 36 m/s



Il·lustració 80: Velocitats del ala TTBW a 36 m/s



Il·lustració 81: Presions del ala TTBW a 36 m/s

5.3.2.2. Ala TTBW a 275 m/s

Finalmente podemos observar y así afirmar como se ha mencionado anteriormente que a mayor velocidad mayor coeficiente de lift, y no solo eso, sino que con las mismas condiciones y la misma área de proyección se puede ver claramente como este tipo de ala genera un lift superior, en este caso de 0.22 a una velocidad de 275 m/s.

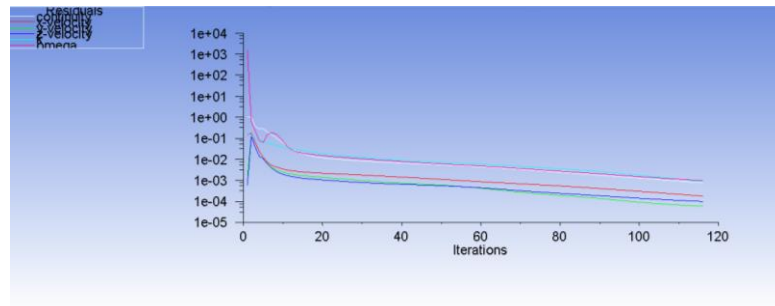


Ilustración 82: Residuales del ala TTBW a 275 m/s

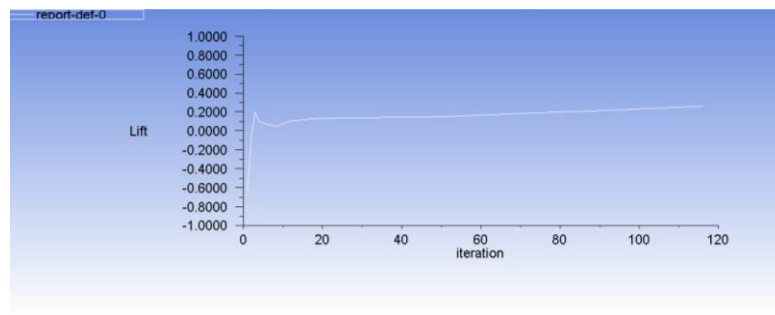


Ilustración 83: Convergencia del ala TTBW a 275 m/s

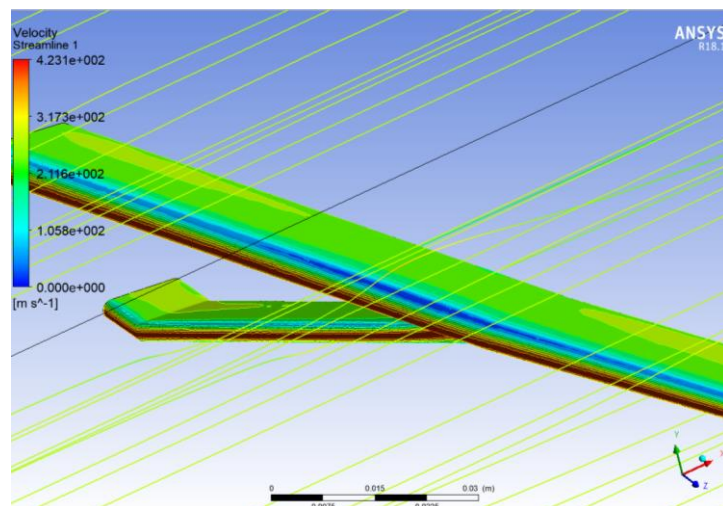
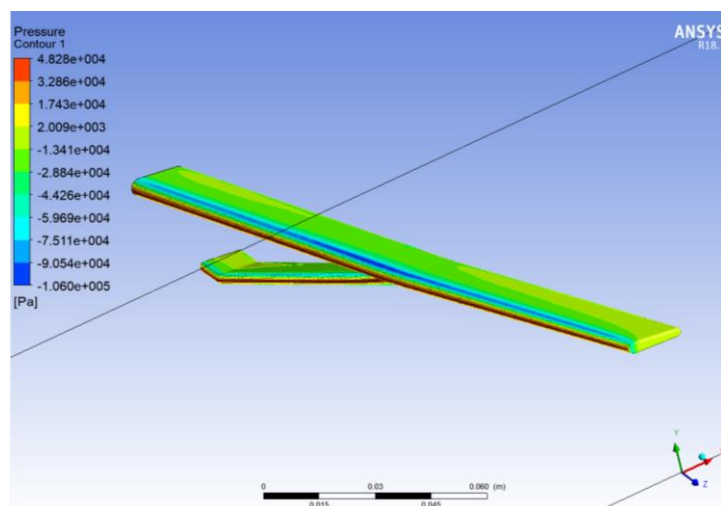


Ilustración 84: Velocidades del ala TTBW a 275m/s



Il·lustració 85: Presiones del ala TTW a 275 m/s

6. Túnel de viento

6.1. Acondicionamiento del Túnel de viento

Primeramente se ha de realizar una calibración ya que la fuerza necesaria para este experimento es la fuerza vertical o de Lift, y el aparato de medición se encontraba calibrado para medir fuerzas horizontales o de Drag. Por lo que se han de repetir mediciones aumentando y disminuyendo la velocidad hasta que los valores de subida y de bajada se asemejen lo más parecido posible. No solo eso, sino que se tiene que tener en cuenta que se habría de tarar los aparatos de medición para casi cada ensayo, ya que las variaciones en la colocación de las geometrías de estudio alteran principalmente el medidor de fuerzas.



Ilustración 86: Túnel de viento



Ilustración 87: Manómetro

Todo y que en la imagen se puede ver el manómetro de mm.c.a., en esta experimentación se han extraído los valores del manómetro digital, ya que es mucho más visual y facilita el trabajo.

6.2. Ala 737-700 a 6 grados

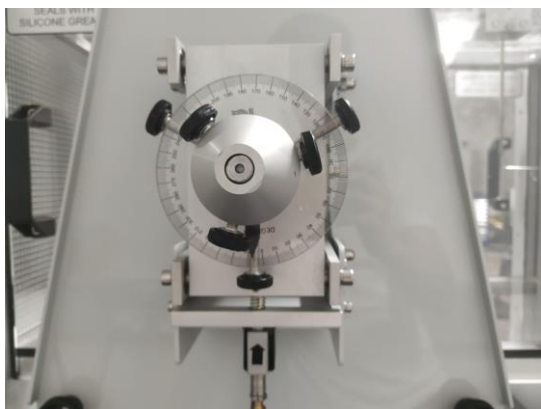


Ilustración 89: Ángulo del ala

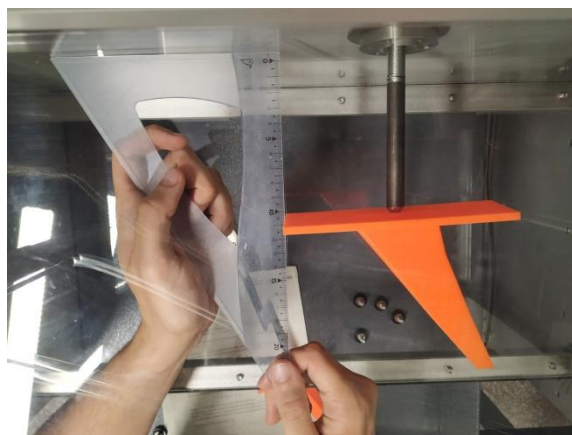


Ilustración 88: Vista de planta



Ilustración 90: Vista del ala inclinada

En este se ha colocado el ala en el interior del túnel de viento con un ángulo de ataque de 6° , de manera que así se pudiera realizar un estudio experimental de las alas.

Este estudio se basa en la recolección de los datos que nos ofrece el túnel de viento en cuanto a la fuerza de empuje y los valores de presión aguas arriba con los cuales así poder calcular la velocidad del aire en el interior del túnel.

Primeramente se realiza la recolección de datos a las velocidades mostradas en la siguiente tabla, del ala en cuestión, junto con la barra de soporte.

Ala con barra		
Fuerza Lift (N)	Ah (Pa)	c (m/s)
0.01	75	11.0431526
0.02	150	15.6173762
0.03	225	19.1273014
0.05	300	22.0863052
0.06	375	24.6932399
0.07	450	27.050089
0.07	525	29.2174355
0.08	600	31.2347524
0.19	675	33.1294578
0.62	770	35.3840716

Ilustración 91: Fuerzas del ala



Ilustración 92: Soporte o Dummy



Ilustración 93: Barra o Dummy

La siguiente tabla muestra los datos de la barra o dummy, que son las fuerzas que no nos interesan en el estudio, ya que estas nos representan la fuerza que hace la barra, pero si que se encuentran implícitamente en los datos anteriormente recogidos.

solo barra		
Fuerza Lift (N)	Ah (Pa)	c (m/s)
0	75	11.0431526
0	150	15.6173762
0	225	19.1273014
0	300	22.0863052
0	375	24.6932399
0	450	27.050089
0.01	525	29.2174355
0.01	600	31.2347524
0.27	675	33.1294578
0.5	780	35.6130971

Valores a los cuales se encuentra la zona de trabajo del túnel de viento.

densidad (kg*m ⁻³)	1.23	
temperatura (°)	15	
presión atm (mbar)	1013	
1 mm.c.a.	9.80665	Pa
Area(m ²)	0.00406	

Habiendo obtenido las fuerzas del modelo y del dummy con una simple resta de las fuerzas obtendríamos así la fuerza que realiza simplemente el ala, ya que es el único elemento interesante para el estudio.

$$F_{Total} = F_{Modelo} - F_{Dummy}$$

Con la fuerza total y las condiciones que están ya determinadas con la densidad, el área y la velocidad, aplicando la siguiente fórmula se obtendría el valor del coeficiente de lift, que es el que nos interesa para poder compararlo con el obtenido en las simulaciones.

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c^2 \cdot A}$$

Resultados obtenidos:

Ah	Ftotal=Fmodelo-Fdummy	Cl
75	0.01	0.03284072
150	0.02	0.03284072
225	0.03	0.03284072
300	0.05	0.0410509
375	0.06	0.03940887
450	0.07	0.03831418
525	0.06	0.02814919
600	0.07	0.02873563
675	-0.08	-0.02919175
770	0.12	0.03838526
	Coef.Lift medio	0.02833744

6.3. Ala 737-700 a 0 grados

La experimentación del ala a 0 grados está basada principalmente en una comprobación de la coherencia de los resultados.



Ilustración 94: Ala 737-700 a 0 grados

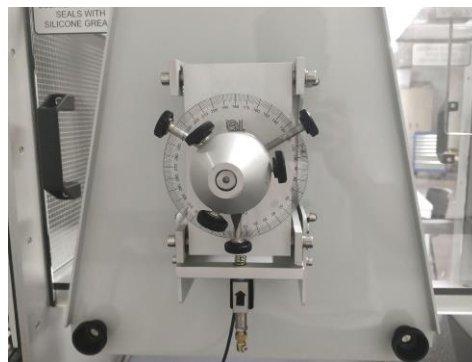


Ilustración 95: indicador del ángulo

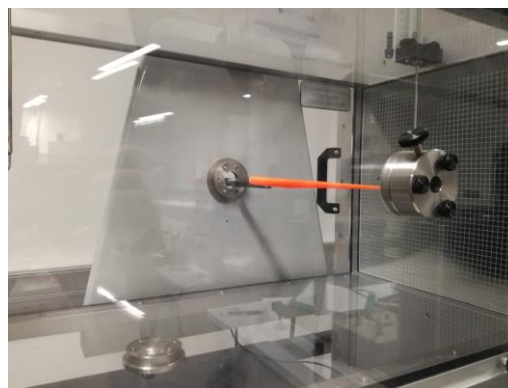


Ilustración 96: vista del ala a 0 grados

Resultados de la experimentación con el Modelo:

con barra		
Fuerza Lift (N)	Ah (Pa)	c (m/s)
0	75	11.0431526
0.01	150	15.6173762
0.02	225	19.1273014
0.03	300	22.0863052
0.03	375	24.6932399
0.03	450	27.050089
0.04	525	29.2174355
0.05	600	31.2347524
0.13	675	33.1294578
0.62	770	35.3840716

Resultados del Dummy:

solo barra		
Fuerza Lift (N)	Ah (Pa)	c (m/s)
0	75	11.0431526
0	150	15.6173762
0	225	19.1273014
0	300	22.0863052
0	375	24.6932399
0	450	27.050089
0.01	525	29.2174355
0.01	600	31.2347524
0.27	675	33.1294578
0.5	780	35.6130971

Condiciones del túnel:

densidad (kg*m ⁻³)	1.23	
temperatura (°)	15	
presión atm (mbar)	1013	
1 mm.c.a.	9.80665	Pa
Area(m ²)	0.00406	

$$F_{Total} = F_{Modelo} - F_{Dummy}$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c^2 \cdot A}$$

Resultados del ala 737-700 a 0º

Ah	Ftotal=Fmodelo-Fdummy	Cl
75	0	0
150	0.01	0.01642036
225	0.02	0.02189381
300	0.03	0.02463054
375	0.03	0.01970443
450	0.03	0.01642036
525	0.03	0.0140746
600	0.04	0.01642036
675	-0.14	-0.05108557
770	0.12	0.03838526
	Coef.Lift medio	0.01168642

6.4. Ala TTBW a 6 grados



Ilustración 97: ángulo del ala

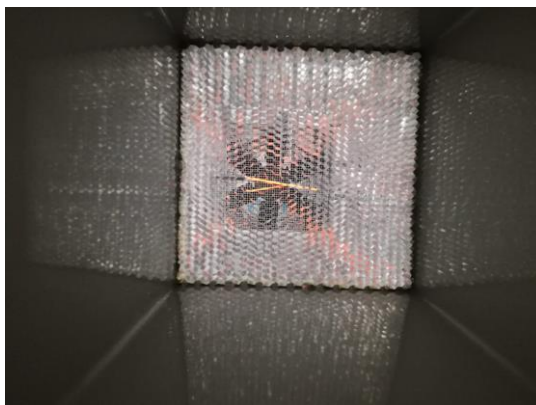


Ilustración 98: Vista del ala a través del panel



Ilustración 99: Vista del ala TTBW a 6 grados

Fuerzas del modelo:

con barra		
Fuerza Lift (N)	Ah (Pa)	c (m/s)
0.01	75	11.0431526
0.01	150	15.6173762
0.01	225	19.1273014
0.02	300	22.0863052
0.02	375	24.6932399
0.02	450	27.050089
0.01	525	29.2174355
0.02	600	31.2347524
0.2	675	33.1294578
0.6	750	34.9215148

Resultados del Dummy:

solo barra		
Fuerza Lift (N)	Ah (Pa)	c (m/s)
0	75	11.0431526
0	150	15.6173762
0	225	19.1273014
0	300	22.0863052
0	375	24.6932399
0	450	27.050089
0.01	525	29.2174355
0.01	600	31.2347524
0.27	675	33.1294578
0.5	780	35.6130971

densidad (kg*m ⁻³)	1.23	
temperatura (°)	15	
presión atm (mbar)	1013	
1 mm.c.a.	9.80665	Pa
Area(m ²)	0.00406	

Resultados de las fuerzas en el túnel de viento del ala TTBW:

$$F_{Total} = F_{Modelo} - F_{Dummy}$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c^2 \cdot A}$$

Ah	Ftotal=Fmodelo-Fdummy	Cl
75	0.01	0.03284072
150	0.01	0.01642036
225	0.01	0.01094691
300	0.02	0.01642036
375	0.02	0.01313629
450	0.02	0.01094691
525	0	0
600	0.01	0.00410509
675	-0.07	-0.02554278
750	0.1	0.03284072
Coef.Lift medio		0.01121146

6.5. Ala TTBW a 0 grados

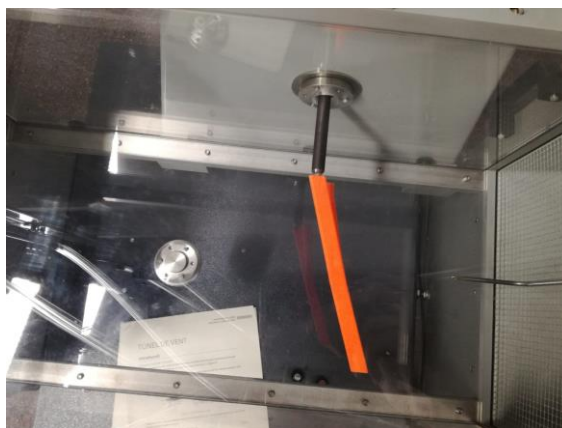


Ilustración 100: Ala TTBW

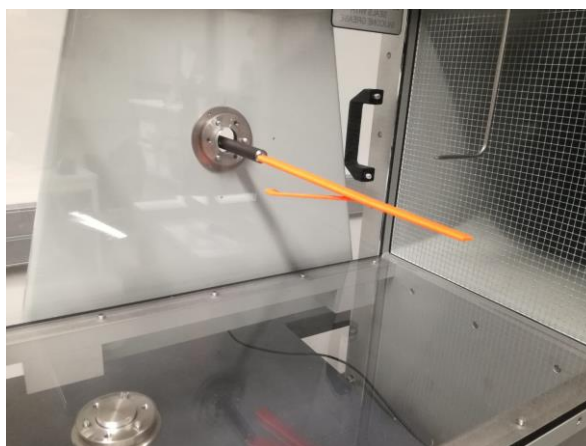


Ilustración 101: Ala TTBW a 0 grados

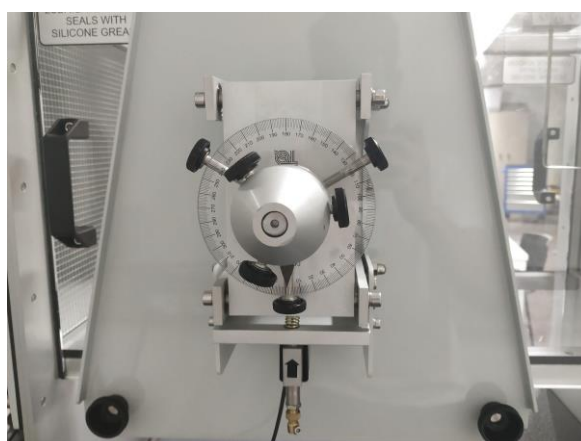


Ilustración 102: Ángulo a 0 grados

Resultados modelos:

con barra		
Fuerza Lift (N)	Ah (Pa)	c (m/s)
0	75	11.0431526
0	150	15.6173762
0.01	225	19.1273014
0.02	300	22.0863052
0.02	375	24.6932399
0.03	450	27.050089
0.03	525	29.2174355
0.04	600	31.2347524
0.42	675	33.1294578
0.5	750	34.9215148

Resultados del Dummy:

solo barra		
Fuerza Lift (N)	Ah (Pa)	c (m/s)
0	75	11.0431526
0	150	15.6173762
0	225	19.1273014
0	300	22.0863052
0	375	24.6932399
0	450	27.050089
0.01	525	29.2174355
0.01	600	31.2347524
0.27	675	33.1294578
0.5	780	35.6130971

densidad (kg*m ⁻³)	1.23	
temperatura (°)	15	
presión atm (mbar)	1013	
1 mm.c.a.	9.80665	Pa
Area(m ²)	0.00406	

$$F_{Total} = F_{Modelo} - F_{Dummy}$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c^2 \cdot A}$$

Fuerzas de la simulación a 0 grados del ala TTBW.

Ah	Ftotal=Fmodelo-Fdummy	Cl
75	0	0
150	0	0
225	0.01	0.01094691
300	0.02	0.01642036
375	0.02	0.01313629
450	0.03	0.01642036
525	0.02	0.00938306
600	0.03	0.01231527
675	0.15	0.05473454
750	0	0
	Coef.Lift medio	0.01333568

Podemos observar como todos los coeficientes de lift tiene un valor similar, debido a las bajas velocidades del túnel de viento este es muy pequeño del orden de 0.012 aproximadamente.

7. Análisis del impacto medioambiental

El impacto ambiental de este proyecto se basa principalmente en el material empleado para la realización en 3D de las geometrías, además de las varillas de hierro como soporte de las alas, y el principal impacto sería el consumo energético requerido para este proyecto. Este tipo de estudios se encuentran muy extendidos a nivel de compañías aéreas y agencias como la NASA, por las mejoras que logran instaurar gracias a los resultados que se obtienen de estos estudios.

Además se ha de tener en cuenta que el principal coste de estos trabajos es el energético, en cuanto a las simulaciones, ya que la fabricación de estos prototipos es menor en comparación a todos los diseños que se llegan a realizar, ya que gracias a softwares como el ANSYS, que nos permiten estudiar el comportamiento de las geometrías sin tener que llegarlas a fabricar, de esta manera se abaratan los costes y como consecuencia se generan menos residuos.

Por otro lado, la experimentación en el túnel de viento, nos permite realizar pruebas con prototipos de tamaños reducido, originando menos residuos y a su vez siendo más barata la fabricación de este prototipo de prueba que no una pieza de dimensiones reales directamente.

En este apartado también se va a desglosar el impacto medioambiental de este trabajo desde el diseño hasta la fabricación de las piezas que conciernen este estudio, cuantificándolo con valores energéticos.

Para la parte que involucra al diseño, se ha empleado un ordenador portátil de 240 voltios hora, realizando una media de trabajo de 3 horas diarias durante 21 días de la etapa de diseño de las geometrías, que forman un total de 63 horas. Lo que implica un consumo energético de 60.48 KJ, 0.0165 KWh. Conjuntamente a este consumo energético, la realización de las simulaciones suma otro valor de energía, el cual viene dado por: de la realización durante 60 días de una media de 4 horas de simulación, obtenemos 240 horas, empleando un solo ordenador, que como en el anterior caso ofrece un consumo de 240 voltios hora, lo que aporta 230.4 KJ de consumo, 0.064 KWh. Por otra parte a este proceso hay que sumarle el consumo realizado por el túnel de viento de la universidad durante la realización de las simulaciones experimentales durante 2 mañanas enteras, a una media de 6 horas, lo que son 12 horas, con un consumo de 415 voltios hora por parte del túnel de viento, lo que conlleva un consumo de 19.92 KJ, 0.00553 KWh.

En cuanto a la fabricación de las geometrías mediante el proceso de impresión por adición de material realizado en el Fablab de la EEBE, este ha conllevado 19 horas de impresión, ocupando 2 impresoras, una para cada pieza. El consumo de estas impresoras se puede asimilar como el mismo que el de los ordenadores para los cálculos, lo que significa 240 voltios hora por cada impresora, por

lo tanto serían 38 horas de impresión, conllevando un consumo energético de 32.64 KJ, 0.00906 KWh.

Además se tiene que tener en cuenta el consumo empleado para la realización de las dos varillas de soporte, una para cada barra, todo y que este se considere un consumo menor ya que no ha sido necesario un tiempo excesivo en su mecanizo, aproximadamente 1 hora de trabajo entre el torno y la fresadora para las dos piezas. Para el caso de la fresadora y el torno, asimilamos el mismo consumo, por lo que estos consumen 415 vatios hora, que serían 1.66 KJ, 0.000461 KWh.

Con lo que según datos del Ministerio de Energía del estado español, el factor de emisiones de CO_2 equivale a 0.331 kg de CO_2/KWh .

Tabla 1: Impacto medioambiental

Etapas del proceso	Elementos de consumo	Consumo energético (KWh)	Impacto medioambiental (kg CO_2)
Diseño	Portátil	0.0165	0.005461
Simulación	Portátil+ Túnel de Viento	$0.064+0.00553 = 0.06953$	0.023014
Fabricación	Impresora 3D + mecanizados	$0.00906 + 0.000461 = 0.009521$	0.003151
Total	-	0.095551	0.03163

Viendo estos resultados podemos ver que se trata de valores muy pequeños, que representan muy poca contaminación, en consecuencia a las mejoras que se producen a raíz de estas investigaciones, ya que gracias a estos estudios se logran mejoras que afectan directamente en los consumos y por lo tanto en la propia contaminación por la quema de combustibles por ejemplo.

8. Conclusiones

Esta memoria se iniciaba presuponiendo una mejora aerodinámica entre el ala de un Boeing 737-700, que esta podría ser casi la de cualquier avión ya que el estudio realizado se basa más bien en la comparación de un ala tipo flecha de un avión comercial, con la del nuevo concepto desarrollado por la NASA Boeing, que se trata del Transonic Truss-Braced Wing. El objetivo del proyecto aquí presentado era la comprobación de ello mediante las simulaciones tanto en software como experimentalmente en el túnel de viento.

Mediante ANSYS Fluent se ha podido simular el comportamiento del ala a unas ciertas condiciones de vuelo, previamente estudiadas. Permitiendo adquirir unos conocimientos extras del mundo de las aeronaves.

Además la comprobación experimental de estos concepto aerodinámicos, han permitido adquirir grandes conocimientos de un instrumento muy interesante, a la par que beneficioso en términos de simulaciones aerodinámicas como es el túnel de viento.

Pues bien, después de tener todos los resultados y de haberlos podido analizar, gracias a las simulaciones mediante el software se pueden dar por validados los resultados obtenidos experimentalmente, ya que entre ellos, los del software y el túnel de viento, se puede apreciar una gran semejanza en los valores obtenidos a velocidades pequeñas de 36 m/s, ya que estos coeficientes de lift, todos ronda el valor de 0.013.

Por otra parte se ha podido comprobar afirmativamente que el concepto innovador de Boeing y la NASA del ala TTBW, genera una fuerza de empuje mayor, ya que los coeficientes de lift obtenidos así lo confirman siendo mayores a los del ala simple de avión comercial. Siendo los del TTBW de 0.22, mientras que el otro se queda en un 0.2.

Otro fenómeno observado durante las simulaciones experimentales era que las fuerzas obtenidas respecto a las velocidades aumentaban exponencialmente al llegar a unos ciertos valores de velocidad, notando incluso que las fuerzas se generaban principalmente a velocidades grandes. Estas aumentaban considerablemente al sobrepasar valores de presión de 675, es decir, entre este valor y 780 se registraban las mayores fuerzas con diferencia.

En términos generales, lo que se esperaba del proyecto sobre la aerodinámica de estas alas se ha cumplido, ya que la premisa era que las a las TTBW, iban a mejorar aerodinámicamente las tipo flecha de avión comercial, además esta mejora todo y parecer muy pequeña, de alrededor de un 3 %, tiene un valor económico muy significativo en cuanto a términos de consumo de combustible.

9. Presupuesto

Para desglosar correctamente el impacto económico de este trabajo se deben tener en cuenta varios aspectos, que seguidamente se pasarán a detallar. Este tendrá que ver en tres aspectos principales, de muy similar manera al impacto medioambiental, el diseño, la simulación y la fabricación.

- El diseño: Los costes repercutidos por este vienen a ser principalmente los costes relacionados al tiempo de inversión ingenieril en la elaboración de las geometrías, las licencias de los programas CAD, es este caso el SolidWorks. Por lo que conlleva a esta, su compra se ha de realizar anualmente, todo y que el uso prestado haya sido tan solo de 6 meses, por lo que el coste de esta licencia resulta un inconveniente económico, ya que no se ve amortizado el valor en su totalidad.
- Por otro lado tenemos también el coste del tiempo que el ingeniero en cuestión le ha tenido que dedicar a las simulaciones, y de igual manera el coste de la licencia del programa de simulación, en este caso el ANSYS, el cual de igual manera que el SolidWorks, requiere una compra de su licencia anual.
- Para finalizar tenemos los costes de fabricación de las piezas y sus soportes. Los costes de estas serán el precio estipulado por Fablab, ya que en él se incluye el coste del material y el tiempo de fabricación. Sin embargo los soportes presentan el coste debido al material y al tiempo empleado por el operario para la realización de los mecanizados.
- Un punto a favor en este proyecto ha sido la utilización del túnel de viento, ya que como este se encuentra en la universidad, el requisito es ser alumno de la EEBE, y por lo tanto no ha conllevado coste alguno.

Tabla 2: Coste de diseño y fabricación

Concepto	Cantidad	Coste Unitario	Coste Total (€)
Horas ingeniero diseño	90	25 €/h	2.250
Horas ingeniero simulaciones	250	30 €/h	7.500
Licencia SolidWorks	1	32.000 €	32.000
Licencia ANSYS	1	40.000 €	40.000

Impresión 3D	19 h	2€/h	38
Varillas soportes	2 m	2.45 €/m	4,9 €
Mecanizado	2 h	15 €/h	30 €
		Total	81.822,9 €

Tabla 3: Coste final del proyecto

Concepto	Coste	%
Costes diseño y fabricación	81.822,9 €	
Imprevistos varios	1.258,71 €	
Beneficio Industrial	4.909,38 €	6
Gastos Generales	13.909,89 €	17
IVA	17.182,81 €	21
TOTAL	119.083,69	

El coste total del proyecto asciende a 119.083,69 €.

Con lo que respecta a los imprevistos, es debido a la repetición de las simulaciones debido a defectos de mallado y de SetUp principalmente. Por defectos que no eran detectables hasta la finalización de la simulación, con lo que se perdía tiempo de cálculo y por lo tanto dinero empleado en ello.

Por lo que respecta al beneficio industrial, este viene dado de los varemos establecidos en el sector, de igual manera que con los gastos generales.

Bibliografía

Frank M.White. Mecánica de fluidos. 6ª edición. McGraw-Hill

Militaryfactory.com .n.d. https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=2059

Nextbigfuture.com, n.d. <https://www.nextbigfuture.com/2016/04/longer-thinner-wings-using-struts-for.html>

Arfingenieria.com, n.d. <http://arfingenieria.com/ingenieria/calculo-diseno-simulacion-avioneta-catia.html>

Despegamos.es, n.d. <http://www.despegamos.es/2015/01/22/estructura-de-las-alas-de-un-avion/>

Extracrew, n.d. <https://www.extracrew.com/5/>

Meteorologiaenaviacion.com, n.d. <http://meteorologiaenaviacion.blogspot.com/2016/02/la-atmosfera-isa.html>

Grc.nasa.gov, n.d. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>

Britannica.com ,n.d. <https://www.britannica.com/science/Mach-number>

Nasasearch.nasa.gov/<https://nasasearch.nasa.gov/search?query=mach+number&affiliate=nasa&utf8=%E2%9C%93>

nasa.gov, n.d. <https://www.nasa.gov/>

history.nasa.gov, n.d. <https://history.nasa.gov/SP-468/ch10-4.htm>

anac.gov.ar, n.d. http://www.anac.gov.ar/anac/web/uploads/pers_aeron/examenes/ppa/teor-a-y-analisis-de-respuestas-ppa.pdf

noticiasaaereas.com, n.d. <https://noticiasaaereas.com/boeing-787-dreamliner/>

Boeing.es, n.d. <https://www.boeing.es/productos-y-servicios/commercial-airplanes/787.page>

Anexo

A1. Impresión 3D

Una impresora 3D es una máquina capaz de realizar réplicas de diseños en 3D, creando piezas o maquetas volumétricas a partir de un diseño hecho a ordenador. Este es un proceso de fabricación por adición de material, es decir, secuencialmente se acumula material en una cama o plataforma.

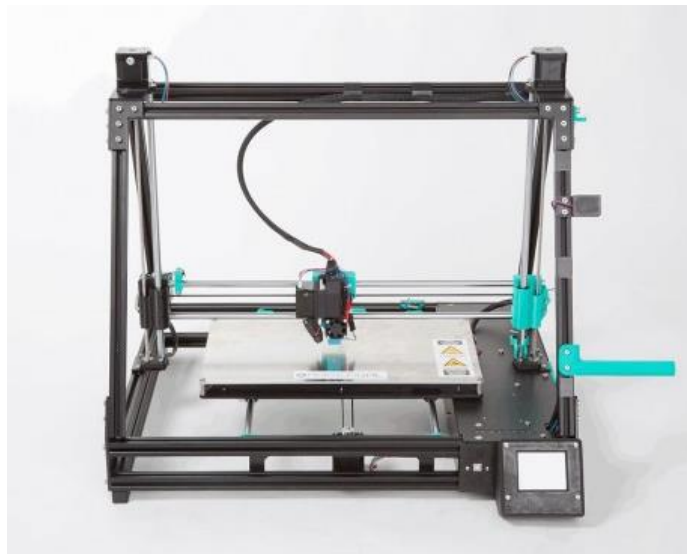


Ilustración 103: Impresora 3D

Mediante una impresora de similares características a la mostrada en la imagen se realizaron las dos piezas que se pueden ver en el interior del túnel de viento, estas se realizaron en SolidWors, guardándolas en un archivo .STL, posteriormente en el grupo de Fablab se realizó la impresión.

A2. Mecanizados

Primeramente se realizó un fresado con la finalidad de dejar en la punta la forma con la que tendría que encajar con la geometría impresa para así poder sostener la pieza en el interior del túnel de viento. Este proceso se realizó en el laboratorio de fabricación, mediante una fresadora.



Ilustración 104: Fresadora



Ilustración 105: Torno

Posteriormente se introdujo la pieza en el torno, sosteniéndola con las pinzas, con la intención de hacerle un torneado cilíndrico con la finalidad de disminuir su diámetro a algo menos de 12mm, para que pudiese acceder correctamente por el orificio del túnel de viento. Primeramente se habría de realizar un punteado en el centro de la varilla y así que no se descentrase el cilindrado. En ese momento se sostendría con un contra punto por el extremo que no está sujeto por la pinzas y así se podría proceder a realizar el cilindrado.

Resultado del mecanizado:



Ilustración 106: soporte de las piezas



Ilustración 107: Taladrado



Ilustración 108: Fresado

